

3100096007817

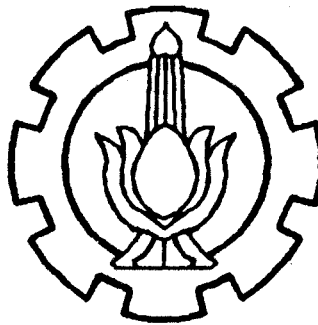
PERPUSTAKAAN ITS	
Tgl Terima	24 AUG 1994
Terima Dari	
No Agenda Prp.	3124 / TA.

TUGAS AKHIR

(TP.1703)

**Perhitungan Sirkulasi
Untuk Mendapatkan Gaya Angkat
di Sekitar Penampang Sayap (Airfoil)
Dengan Metode Panel**

RSke
623.820 4
Yul
P-1
1994



Oleh :

TOTOK YULIANTO

NRP. 4894100309

Teknik Perkapalan

Fakultas Teknologi Kelautan

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

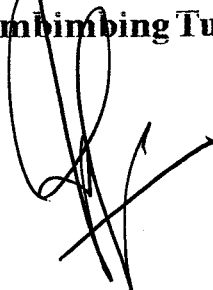
Surabaya

1994

LEMBAR PENGESAHAN

Surabaya, 2 Agustus 1994

**Mengetahui,
Dosen Pembimbing Tugas Akhir**

A handwritten signature in black ink, consisting of a large, stylized 'M' followed by a series of loops and a final horizontal stroke.

(Ir. Mahardjo Wartono)

Nip. : 130 687 435



FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN ITS

JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN

TUGAS - AKHIR.

No.: 23/PT12.FTK.2/M/93

NOMOR/MATA KULIAH : TP.1703 /TUGAS AKHIR.
NAMA MAHASISWA : Totok Yulianto
NOMOR POKOK : 4894100309
TANGGAL DIBERIKAN TUGAS : 02 Oktober 1993
TANGGAL SELESAI TUGAS : 28 Mei 1994
DOSEN PEMBIMBING : Ir. Mahardjo Wartono

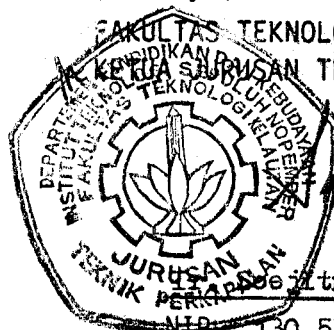
TEMA/URAIAN/DATA-DATA YANG DIBERIKAN :

"PERHITUNGAN SIRKULASI UNTUK MENDAPATKAN GAYA ANGKAT DI SEKITAR PENAMPANG SAYAP-
(AIRFOIL) DENGAN METODE PANEL"

Surabaya, 12 Oktober..... 1993.

Dibuat rangkap 4 :

1. Mahasiswa Ybs.
2. Dekan (mohon dibuatkan SK).
3. Dosen Pembimbing (Merah).
4. Arsip Kujur (Kuning).



NIP.: 130 532 029.

ABSTRAK

Setiap penampang sayap (airfoil) yang diletakkan pada suatu medan aliran, padanya akan bekerja gaya-gaya hidrodinamika / aerodinamika yang diantaranya adalah gaya angkat (lift). Gaya Angkat yang terjadi dapat diketahui dengan menghitung besarnya sirkulasi yang terjadi pada penampang sayap (airfoil).

Besar-kecilnya gaya angkat (lift) yang dihasilkan juga menunjukkan besarnya koefisien gaya angkat (C_l) yang dimilikinya. Dalam Tugas Akhir ini akan dibahas bagaimana menghitung besarnya koefisien gaya angkat (C_l) dari airfoil yang bertipe NACA 2412 dan NACA 631012 dengan metode panel dan membandingkan hasil perhitungan dengan hasil percobaan (eksperimen) NACA.

KATA PENGANTAR

Dengan petunjuk dan rahmat Allah s.w.t ,penulis akan memberikan suatu pemikiran dalam meningkatkan ilmu dan teknologi khususnya di bidang Industri Perkapalan Indonesia yang diwujutkan dalam bentuk karya tulis yaitu Tugas Akhir.

Disamping itu penulisan ini dimaksudkan untuk melengkapi kurikulum dalam mencapai gelar kesarjanaan teknik perkapalan pada Fakultas Teknologi Kelautan ITS Surabaya.

Tema/Judul dari penulisan ini adalah :

“PERHITUNGAN SIRKULASI UNTUK MENDAPATKAN GAYA ANGKAT (LIFT) DI SEKITAR PENAMPANG SAYAP (AIRFOIL) DENGAN METODE PANEL”.

Sebelumnya penulis sampaikan rasa terima kasih yang sebesar-besarnya kepada :

- 1.Yth. Bapak Ir. Mahardjo Wartono, selaku Dosen Pembimbing yang telah berkenan meluangkan waktunya dengan penuh kesabaran dan pengertiannya demi terselesainya penulisan ini.
- 2.Yth. Bapak-bapak Dosen dan Koordinator bidang studi hidrodinamika di lingkungan Teknik Perkapalan ITS, yang telah memberikan pengarahan dan ilmu yang bermanfaat bagi penulis.
- 3.Yth. Rekan-rekan mahasiswa Teknik Perkapalan ITS, yang telah memberikan dorongan dan bantuannya selama penulisan.

Hanya dengan doa penulis sampaikan, semoga segala kebaikan dan ketulusan yang diberikan kepada penulis mendapat balasan yang layak dari Allah s.w.t.

Surabaya, 5 - 8 - 1994

Penulis

(Totok Yulianto)

Nrp. 4894100309



MILIK PERPUSTAKAAN
INSTITUT TEKNOLOGI
SEPULUH NOPEMBER

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN

ABSTRAK

KATA PENGANTAR

DAFTAR ISI

DAFTAR GAMBAR

DAFTAR GRAFIK

DAFTAR TABEL

DAFTAR SIMBOL

BAB I PENDAHULUAN	I.1
1.1. Dasar Pemikiran	I.1
1.2. Batasan Masalah	I.2
1.3. Metode Penyelesaian	I.2
1.4. Maksud Dan Tujuan	I.2
BAB II DASAR TEORI	II.1
2.1. Teori Sirkulasi	II.1
2.2. Sirkulasi Pada Silinder	II.3
2.2.1. Aliran Streamline Di Sekitar Silinder Tanpa Sirkulasi	II.3
2.2.2. Aliran Streamline Di Sekitar Silinder Yang Diputar Akan Menghasilkan Sirkulasi	II.4
2.3. Kondisi Kutta (Kutta Condition)	II.5
2.4. Teori Kutta Joukowski	II.6
2.4.1. Terjadinya Sirkulasi Pada Penampang Sayap (airfoil)	II.6
2.4.2. Macam Sirkulasi Yang Terjadi	II.8

BAB III PERHITUNGAN SIRKULASI UNTUK MENDAPATKAN GAYA

ANGKAT	III.1
3.1. Aliran Uniform	III.1
3.2. Aliran Vorteks	III.3
3.3. Aliran dengan Kecepatan Rendah (Low-Speed Flow) Pada Permukaan Airfoil	III.4
3.4. Kondisi Batas	III.9
3.5. Penyelesaian Numerik	III.10
3.6. Penentuan Kecepatan Tangensial dan Koefisien Tekanan	III.19
3.7. Perhitungan Sirkulasi	III.20
3.8. Perhitungan Gaya Angkat (Lift)	III.21

BAB IV PERBANDINGAN HASIL PERHITUNGAN DENGAN HASIL

EKSPERIMEN	IV.1
4.1. Bentuk Penampang Sayap	IV.2
4.2. Distribusi Koefisien Tekanan	IV.7
4.3. Gaya Angkat (Lift)	IV.20
4.4. Perbandingan Hasil Perhitungan dengan hasil eksperimen	IV.23

BAB V KESIMPULAN

V.1

DAFTAR PUSTAKA

Lampiran A

Lampiran B

Lampiran C

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1.a	Integral Garis (Line Integral)
Gambar 2.1.b	Lintasan Tertutup
Gambar 2.2	Aliran streamline di sekitar silinder pejal (circular cylinder) tanpa sirkulasi
Gambar 2.3	Aliran Streamline di sekitar silinder dengan sirkulasi
Gambar 2.4.	Perbedaan bentuk trailing edge
Gambar 2.4.a	Finite angle
Gambar 2.4.b	Cusped
Gambar 2.5.a	Aliran di sekitar airfoil dengan sirkulasi
Gambar 2.5.b	Aliran yang melewati airfoil dengan sirkulasi
Gambar 2.5.c	Terjadinya starting vortex pada airfoil (real fluid)
Gambar 2.6	Sirkulasi pada span terbatas
Gambar 3.1	Aliran Uniform
Gambar 3.2	Aliran Vortex
Gambar 3.3	Vortex Filament
Gambar 3.4	Vortex sheet
Gambar 3.5	Lompatan kecepatan tangensial yang melintasi vortex sheet
Gambar 3.6	Simulasi airfoil dengan distribusi vortex sheet pada permukaan
Gambar 3.7	Distribusi vortex panel pada permukaan benda
Gambar 3.8	Geometri panel
Gambar 3.9	Replacement sebuah airfoil dengan variasi kekuatan vortex secara linier
Gambar 4.2	Bentuk Penampang Sayap (airfoil) NACA 63 ₁ 012
Gambar 4.3	Bentuk Penampang Sayap (airfoil) NACA 2412

DAFTAR GRAFIK

- GRAFIK 4.1.a. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha 15 derajat
- GRAFIK 4.1.b. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha 10 derajat
- GRAFIK 4.1.c. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha 5 derajat
- GRAFIK 4.1.d. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha 0 derajat
- GRAFIK 4.1.e. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha -5 derajat
- GRAFIK 4.1.f. Distribusi C_p Pada NACA seri 63₁012 dengan Alpha -10 derajat
- GRAFIK 4.2.a. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha 15 derajat
- GRAFIK 4.2.b. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha 10 derajat
- GRAFIK 4.2.c. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha 5 derajat
- GRAFIK 4.2.d. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha 0 derajat
- GRAFIK 4.2.e. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha -5 derajat
- GRAFIK 4.2.f. Distribusi C_p Pada NACA seri 2412 dengan Alpha -10 derajat
- GRAFIK 4.3.a. Koefisien Gaya Angkat vs sudut serang dengan seri NACA
63₁012
- GRAFIK 4.3.b. Koefisien Gaya Angkat vs sudut serang dengan seri NACA 2412
- GRAFIK 4.4.a. Hasil Eksperimen NACA seri 63₁012
- GRAFIK 4.4.b. Hasil Eksperimen NACA seri 2412
- GRAFIK 4.5.a. Perbandingan hasil perhitungan dengan hasil eksperimen NACA
seri 63₁012
- GRAFIK 4.5.b. Perbandingan hasil perhitungan dengan hasil eksperimen NACA
seri 2412

DAFTAR SIMBOL

α	sudut serang (angle of attack)
β_i	sudut yang dibentuk antara arah aliran bebas (freestream) dengan vector normal pada panel ke-i
c	panjang chord
C_l	koefisien gaya angkat
C_{p_i}	koefisien tekanan pada titik kontrol ke-i
$\gamma(s)$	kekuatan vortex per satuan panjang
Γ	sirkulasi
m	jumlah panel
L	gaya angkat per satuan bentangan (span)
L	gaya angkat (lift)
p	tekanan lokal
p_∞	tekanan fluida
q_∞	tekanan dinamis
φ	potensial kecepatan aliran yang melewati permukaan benda
S_j	panjang panel ke-j
V_i	komponen kecepatan tangensial pada titik kontrol ke-i
V_n	komponen kecepatan normal
V_∞	kecepatan aliran fluida
u	kecepatan aliran searah sumbu x
v	kecepatan aliran searah sumbu y
θ_i	sudut yang dibentuk antara panel ke-i dengan sumbu x

DAFTAR TABEL

- TABEL 4.1.** Distribusi ketebalan Airfoil dengan seri NACA 63₁012
- TABEL 4.2.** Distribusi ketebalan Airfoil dengan seri NACA 2412
- TABEL 4.3.** Data hasil koefisien gaya angkat dari NACA seri 63₁012
- TABEL 4.4.** Data hasil koefisien gaya angkat dari NACA seri 2412

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. DASAR PEMIKIRAN

Dalam perancangan (design) struktur yang secara relatif bergerak terhadap fluida atau udara, pada struktur tersebut bekerja gaya dinamika fluida. Hal ini dijumpai baik pada struktur hidrodinamika maupun aerodinamika, seperti struktur pesawat terbang, mesin-mesin fluida, hidrofoil, kemudi (rudder), baling-baling (propeller) dan lain-lain yang mengalami beban angin atau hidrodinamika. Peramalan (prediksi) gaya atau pembebanan aerodinamika atau hidrodinamika ini dapat dilakukan dengan dua cara, yaitu: empirik, yang berdasarkan pada hasil eksperimen atau gabungan antara eksperimen dan teori, dan teorik. Salah satu metode peramalan (prediksi) beban aerodinamika atau hidrodinamika secara teorik yang telah berkembang dengan pesat dan banyak digunakan dalam berbagai aplikasi adalah metode panel, yang meramalkan beban aerodinamika ataupun hidrodinamika pada struktur dalam aliran yang bersifat potensial.

Pada Tugas Akhir ini penulis akan meninjau penetapan besarnya koefisien gaya angkat (lift) pada penampang sayap (airfoil) dengan pendekatan metode panel. Dengan mengambil judul Tugas Akhir: 'Perhitungan Sirkulasi untuk mendapatkan gaya angkat (lift) di sekitar penampang sayap (airfoil) dengan metode panel'.

1.2. BATASAN MASALAH

Untuk mendapatkan penyelesaian ini perlu diberikan beberapa anggapan atau asumsi-asumsi untuk mempermudah penyelesaian secara matematis, yaitu sebagai berikut:

1. Aliran fluida dianggap uniform, irrotasional, incompressibel, steady state.
2. Data input titik batas (boundary point) diambil dari distribusi data NACA yang ada di dalam literatur.
3. Penambahan jumlah panel dilakukan dengan interpolasi Cubic Spline.
4. Distribusi kekuatan vortex panel diasumsikan linier pada setiap panel.

1.3. METODE PENYELESAIAN

Untuk menyelesaikan perhitungan gaya angkat (lift) pada tugas akhir ini penulis melakukan beberapa cara, sebagai berikut:

1. Study literatur
2. Pemrograman komputer

1.4. MAKSUD DAN TUJUAN

Penyusunan Tugas Akhir ini dimaksudkan untuk mengetahui proses perhitungan matematis guna mendapatkan harga koefisien gaya angkat berdasarkan distribusi vortex panel pada permukaan penampang sayap (airfoil).

Yang akan dianalisa adalah pengaruh sudut serang/kerja (angle of attack) terhadap koefisien gaya angkat, juga distribusi koefisien tekanan antara permukaan atas dan bawah pada penampang sayap dengan jumlah

panel 30, 60, 90 dengan mengambil perbandingan NACA 2412 dan NACA 63₁012 dari hasil eksperimen NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Dimana hasil eksperimen NACA ini akan dibandingkan dengan hasil perhitungan matematis atau grafik hasil perhitungan akan dibandingkan dengan grafik standard NACA yang ada di dalam literatur.

BAB II

DASAR TEORI

Sebelum penulis bahas secara khusus masalah foil terlebih dahulu akan penulis sajikan beberapa hal yang merupakan pengantar dalam pembahasan kita nantinya yaitu yang berkaitan dengan masalah sirkulasi pada silinder dan definisinya.

2.1. TEORI SIRKULASI

Sirkulasi adalah merupakan integral garis yang menunjukkan integrasi hasil perkalian antara elemen jalan yang ditempuh atau dilaluinya tadi disebuah daerah aliran sepanjang garis lengkung yang tertutup pada suatu saat tertentu

Secara matematis:

$$\Gamma = \oint V_s \cdot ds \quad (2.1)$$

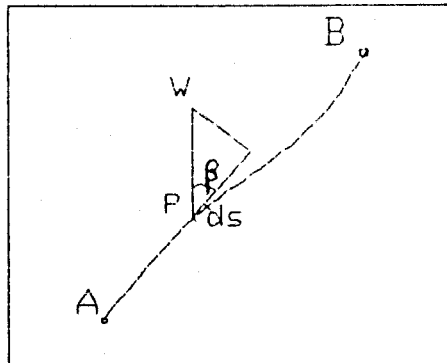
dimana:

Γ = *SIRKULASI*

V_s = *komponen kecepatan*

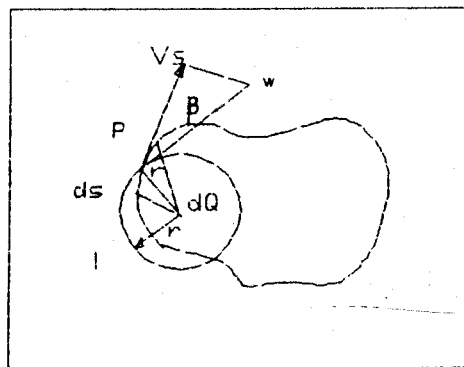
ds = *elemen jalan*

Untuk lebih jelasnya lihatlah gambar berikut ini:



gambar 2.1.a

Integral garis (Line Integral)



gambar 2.1.b

Lintasan tertutup

Dimana ds (elemen jalan) di titik P yang bekerja vektor w , maka harga integral garis dari titik A ke titik B adalah sebagai berikut:

$$\int_A^B \mathbf{Vs} \cdot d\mathbf{s} = \int_A^B w \cos \beta \, ds \quad (2.2)$$

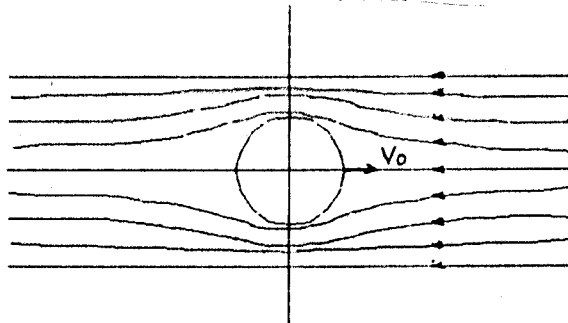
Sedangkan apabila garis lengkung merupakan garis tertutup, maka:

$$\oint w \cos \beta \, ds = \oint V_s \, ds \quad (2.3)$$
$$= \Gamma \text{ (sirkulasi)}$$

2.2. SIRKULASI PADA SILINDER

2.2.1. ALIRAN STREAMLINE DI SEKITAR SILINDER TANPA SIRKULASI.

Jika sebuah silinder ditempatkan dalam aliran uniform (uniform stream) seperti fluida ideal, maka pada silinder tersebut tidak menghasilkan sirkulasi, sehingga bentuk streamline-streamline akan simetris terhadap sumbu aliran (flow axis) dan tak ada gaya yang bekerja pada silinder tersebut, lihat gambar 2.2 berikut ini:

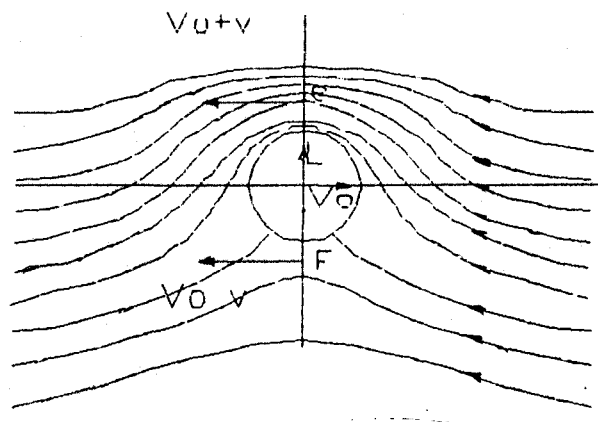


gambar 2.2

Aliran streamline di sekitar silinder pejal (circular cylinder) tanpa sirkulasi.

2.2.2. ALIRAN STREAMLINE DI SEKITAR SILINDER YANG DIPUTAR AKAN MENGHASILKAN SIRKULASI.

Jika pada silinder tersebut diputar, maka akan terjadi sirkulasi aliran fluida atau vortex yang bergabung dengan aliran fluida tadi. Akibat bekerjanya sirkulasi pada silinder ini, maka bentuk aliran atau flow pattern, menjadi sangat berbeda yaitu menjadi asimetris seperti ditunjukkan pada gambar 2.3 berikut ini:



gambar 2.3

Aliran streamline di sekitar silinder dengan sirkulasi

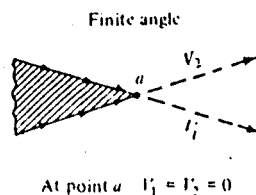
Hal ini bisa terjadi karena kecepatan yang sejajar terhadap sumbu aliran di titik E (di atas silinder) adalah $V_0 + V$, sedangkan di titik F (di bawah silinder) adalah $V_0 - V$, akibatnya distribusi kecepatan ini memberikan

kenaikan yang sama terhadap tidak simetrisnya distribusi tekanan pada titik F yang tekanannya lebih besar dari titik E (diatas silinder) sehingga dengan demikian akan menghasilkan gaya angkat (lift) yang arahnya tegak lurus terhadap aliran stream line tersebut. Bentuk-bentuk dari garis-garis lengkungan aliran tersebut dan letak titik stagnasi tergantung dari kekuatan sirkulasi.

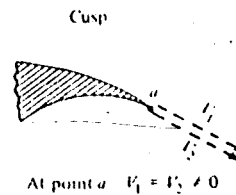
2.3. KONDISI KUTTA (KUTTA CONDITION)

Kondisi kutta adalah merupakan observasi experimental (pengamatan percobaan) dari suatu foil pada aliran berkekentalan (viscous flow) , yang menyatakan bahwa sebuah benda yang mempunyai trailing edge (ujung belakang) runcing, bergerak, akan menghasilkan sirkulasi yang cukup (sufficient circulation) yang dipakai untuk menahan separation belakang (rear separation), tetap berada di trailing edge (ujung belakang).

Kondisi tambahan inilah yang membuat penyelesaian aliran potensial adalah unique. Hal ini mensyaratkan bahwa aliran yang datang dari permukaan atas dan bawah pada trailing edge (ujung belakang) mempunyai kecepatan yang sama. Bila sebuah foil mulai bergerak, akan timbul starting vortex yang sama dan berlawanan arah pada trailing edge. Ini diperlukan untuk menjamin kontinuitas sirkulasi.



gambar 2.4.a.



gambar 2.4.b.

Perbedaan bentuk trailing edge

2.4. TEORI KUTTA JOUKOWSKI

Sekarang diperkenalkan teori yang erat kaitannya (hubungannya) dengan gaya angkat (lift) akibat adanya sirkulasi dari penampang sayap (airfoil), yaitu "teori kutta joukowski". Dimana teori ini lebih banyak menjelaskan tentang terjadinya gaya angkat (lift) akibat adanya sirkulasi dari penampang sayap (airfoil).

Secara matematis ditulis sebagai berikut:

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma \quad (24)$$

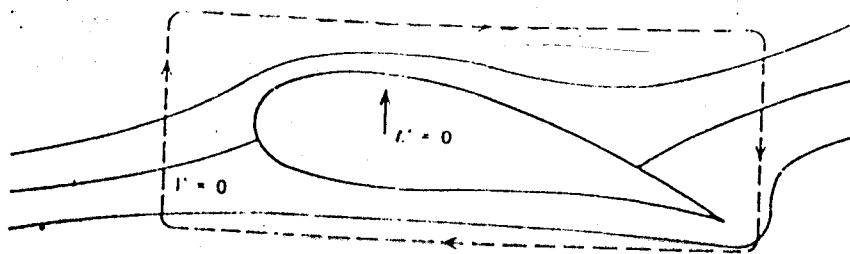
24.1. TERJADINYA SIRKULASI PADA AIRFOIL.

Sebelum penampang sayap (airfoil) ini kita gerakkan akan didapatkan bentuk aliran (pattern) seperti pada gambar 2.5.a. Dimana titik stagnasi S2 tidak berimpit dengan trailing edge (ujung belakang) dari penampang sayap (airfoil).

Kemudian apabila penampang sayap (airfoil) mulai digerakkan, sesaat itu juga akan timbul aliran sepanjang trailing edge (ujung belakang) (lihat gambar 2.5.b)

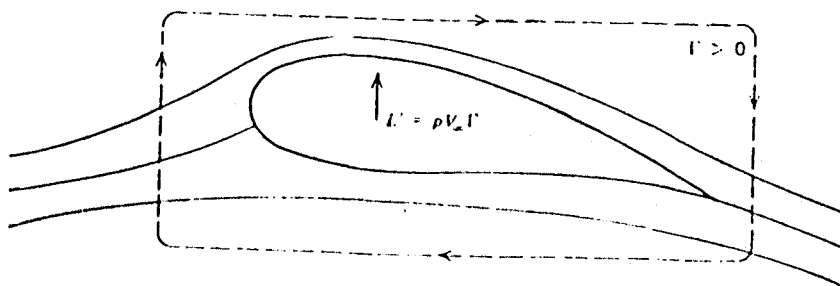
Sebagai akibat adanya tekanan yang tinggi di daerah di belakang (trailing edge) titik stagnasi S2, maka akan menyebabkan partikel-partikel fluida mengalir menyusuri sepanjang ujung belakang (trailing edge), akan terlempar dijauhkan dari permukaan di ujung belakang (trailing edge) tersebut (lihat gambar 2.5.c).

Gerakan dari partikel-partikel fluida tersebut merupakan suatu sirkulasi atau vortex-vortex kecil yang merupakan suatu free vortex yang terlepas dari lapisan batas (boundary layer) yang menyelubungi penampang sayap (airfoil) yang ditinjau. Ini yang disebut starting vortex (Initial vortex) lihat gambar 2.5.b.



gambar 2.5.a.

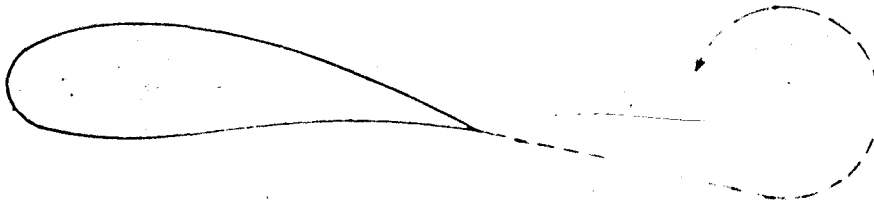
Aliran di sekitar airfoil dengan sirkulasi nol



gambar 2.5.b.

Aliran yang melewati airfoil dalam fluida real (real fluid)

Dengan adanya starting vortex ini terjadilah sirkulasi yang akan merubah bentuk (pattern) dari aliran yang menyelubungi penampang sayap (airfoil) tersebut. Kekuatan starting vortex dan sirkulasi bertambah besar sampai suatu harga dimana S_2 telah sampai dan berhenti di titik trailing edge dan selanjutnya hanyut terbawa aliran utamanya.



gambar 2.5.c.

Terjadinya starting vortex pada airfoil

2.4.2. MACAM SIRKULASI YANG TERJADI

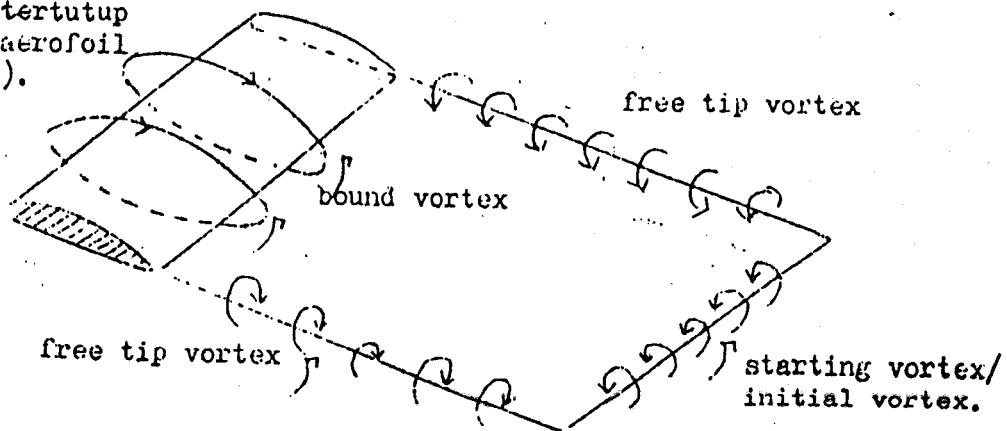
Sekarang kalau kita perhatikan pada penampang sayap (airfoil) dengan span (bentangan) terbatas ternyata ada 3 macam sirkulasi (vortex), yaitu:

1. Starting vortex (Initial vortex), yaitu sirkulasi yang terjadi pertama kali dimana sirkulasi ini tidak menimbulkan gaya angkat (lift) karena sumbu pusarnya tertinggal dibelakang airfoil. (lihat gambar 2.6)
2. Tip vortex (Free tip vortex), yaitu sirkulasi yang terjadi diujung-ujung penampang sayap (airfoil), tip vortex ini, karena penampang sayap (airfoil) berjalan,

maka tertinggal di belakang dan membentuk 2 barisan vortex di kedua ujung penampang sayap (airfoil). Tip vortex ini merupakan vortex bebas dimana sumbu vortexnya tidak terletak di penampang sayap (airfoil), tetapi berada di fluida bebas dimana penampang sayap (airfoil) tersebut bergerak (gbr 2.6).

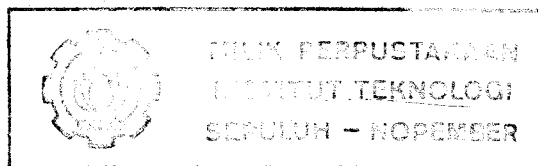
3. Bound vortex (Lifting Vortex), yaitu sirkulasi ini terjadi mengelilingi penampang sayap (airfoil) dengan sumbu putarnya pada airfoil, sehingga dapat menghasilkan gaya angkat (lift) (lihat gambar 2.6).

System vortex tertutup
(hanya untuk aerofoil
span terbatas).



gambar 2.6

Sirkulasi pada span terbatas



BAB IV

PERBANDINGAN HASIL PERHITUNGAN DENGAN HASIL EKSPERIMEN NACA

Program yang telah dibuat akan diuji keabsahannya dengan jalan membandingkan hasil running program dengan hasil percobaan (eksperimen). Hasil percobaan (eksperimen) didapatkan dari literatur yang ada. Sedangkan untuk mendapatkan hasil running program dipakai data input dari data model yang digunakan dalam percobaan (eksperimen).

Untuk pengujiannya diambil dari dua data model hasil percobaan (eksperimen) NACA yang mempunyai bentuk penampang sayap (airfoil) simetris dan asimetris. Untuk bentuk penampang simetris diambil NACA dengan serie 63₁012 sedangkan untuk bentuk penampang asimetris diambil NACA dengan seri 2412. Data-data yang dibutuhkan dari penampang sayap (airfoil) adalah titik-titik koordinat panel dari penampang sayap (airfoil). Dan angka Reynold (Reynold Number) yang dipakai untuk mendapatkan data panjang cord dan kecepatan fluida atau kecepatan benda diambil 3×10^6 untuk NACA seri 63₁012 dan 3.1×10^6 untuk seri NACA 2412.

Karena keterbatasan jumlah titik koordinat yang ada dalam literatur, maka untuk mendapatkan jumlah titik koordinat (panel) yang diinginkan

dilakukan teknik interpolasi dengan memakai pendekatan metode Spline Cubic (Cubic Spline Method).

Di samping itu, program ini hanya dirunning dengan memakai jumlah panel yang terbatas. Hal ini disebabkan karena keterbatasan kemampuan memori komputer yang dipakai.

4.1. BENTUK PENAMPANG SAYAP

Untuk menguji hasil perhitungan (running program), data input pertama yang diambil adalah data penampang sayap (airfoil) simetris dengan seri NACA 63₁012 yang mempunyai bentuk penampang seperti terlihat pada gambar 4.1.

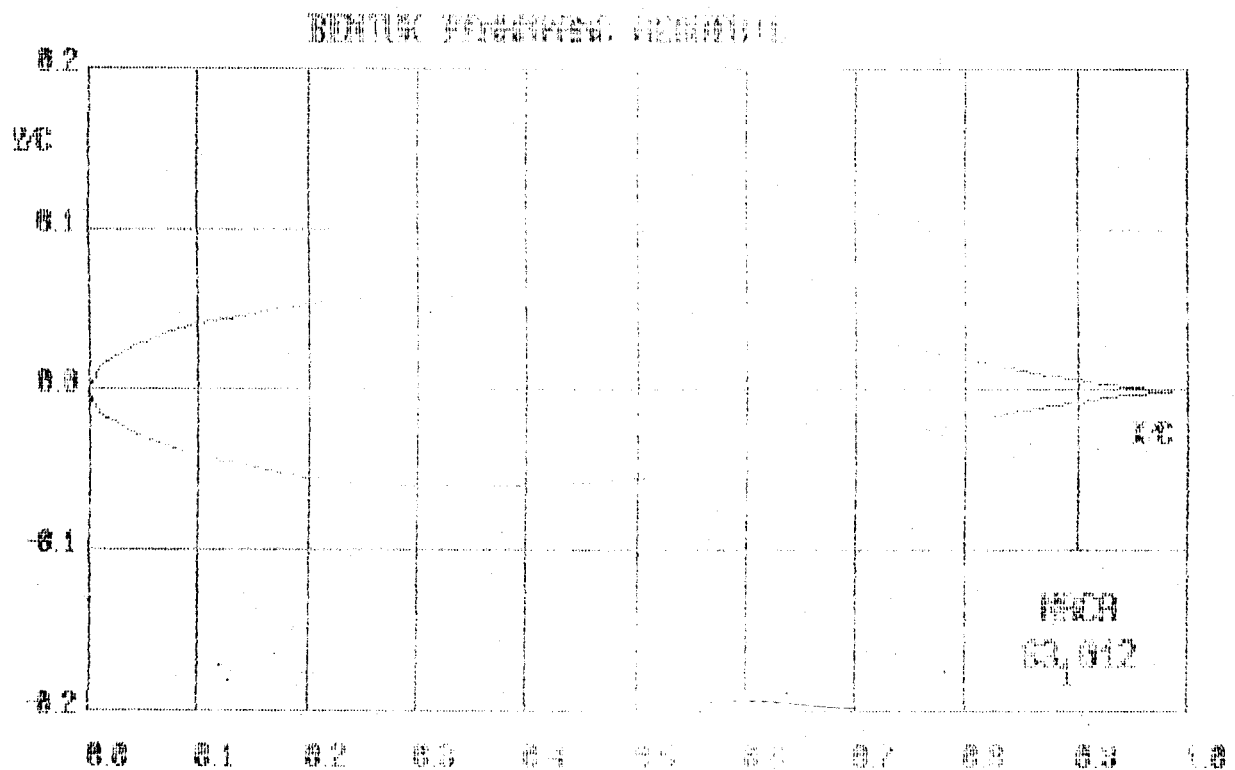
Sedangkan untuk data input yang kedua diambil penampang sayap (airfoil) asimetris dengan seri NACA 2412 yang memiliki bentuk seperti terlihat pada gambar 4.2.

Data distribusi ketebalan Airfoil untuk seri NACA 63₁012 dan NACA 2412 dapat dilihat pada tabel 4.1. dan tabel 4.2.

TABEL 4.1 Distribusi ketebalan NACA seri 63,012

x (per cent C)	y (per cent C)
0	0
0.5	0.985
0.75	1.194
1.25	1.519
2.5	2.102
5.0	2.925
7.5	3.542
10	4.039
15	4.799
20	5.342
25	5.712
30	5.930
35	6.000

x (per cent C)	y (per cent C)
40	5.920
45	5.704
50	5.370
55	4.935
60	4.420
65	3.840
70	3.210
75	2.556
80	1.902
85	1.274
90	0.707
95	0.250
100	0



GAMBAR 4.1

Bentuk Penampang Sayap (Airfoil)

NACA 63,012

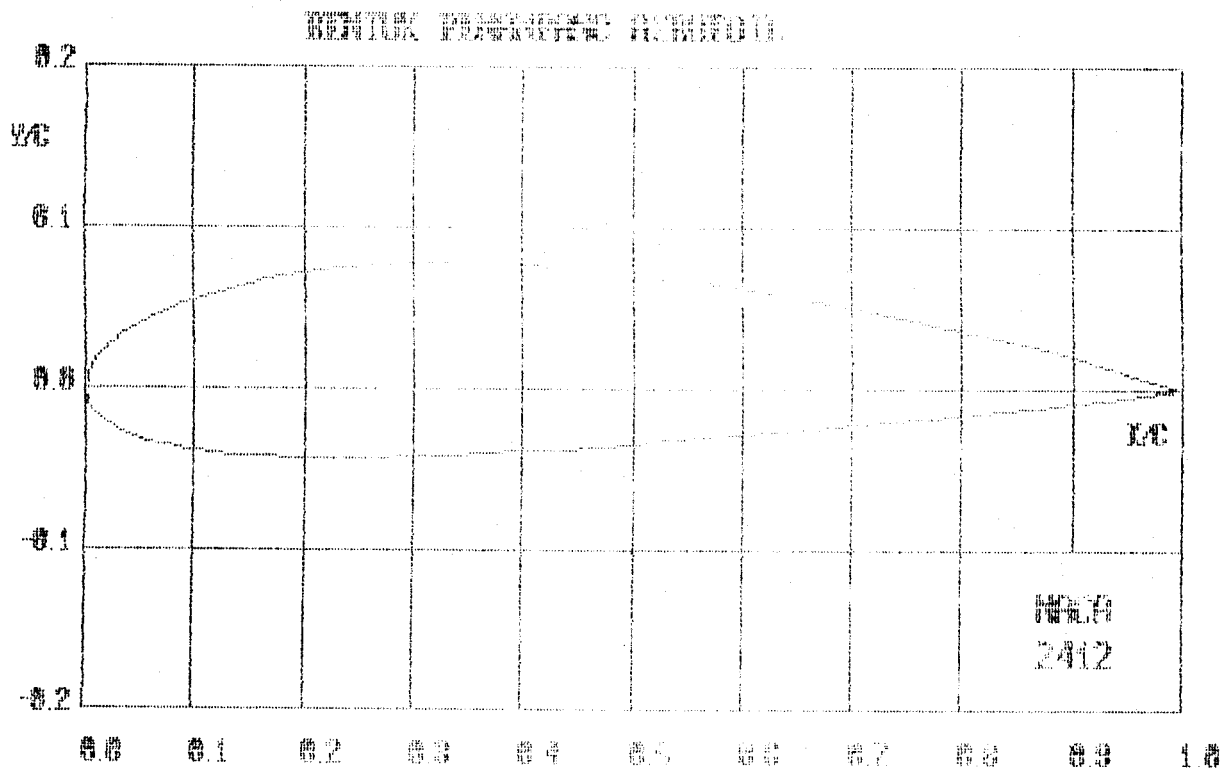
TABEL 4.2 Distribusi Ketebalan NACA seri 2412
(Stations and ordinates given in per cent of airfoil chord)

Upper surface

Station	Ordinate
0
1.25	2.15
2.5	2.99
5.0	4.13
7.5	4.96
10	5.63
15	6.61
20	7.26
25	7.67
30	7.88
40	7.80
50	7.24
60	6.36
70	5.18
80	3.75
90	2.08
95	1.14
100	(0.13)
100

Lower surface

Station	Ordinate
0	0
1.25	-1.65
2.5	-2.27
5.0	-3.01
7.5	-3.46
10	-3.75
15	-4.10
20	-4.23
25	-4.22
30	-4.12
40	-3.80
50	-3.34
60	-2.76
70	-2.14
80	-1.50
90	-0.82
95	-0.48
100	(0.13)
100	0



GAMBAR 4.2

Bentuk Penampang Sayap

NACA 2412

4.2 DISTRIBUSI KOEFISIEN TEKANAN.

Besarnya distribusi tekanan bagian atas airfoil dan bawah airfoil dapat dirumuskan, dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (4.1)$$

$$\text{dimana: } q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$$

Untuk aliran incompressible, C_p dapat dituliskan dalam fungsi kecepatan, seperti yang telah dirumuskan pada persamaan (3.40), yaitu:

$$C_p = 1 - (V_i)^2 \quad (3.40)$$

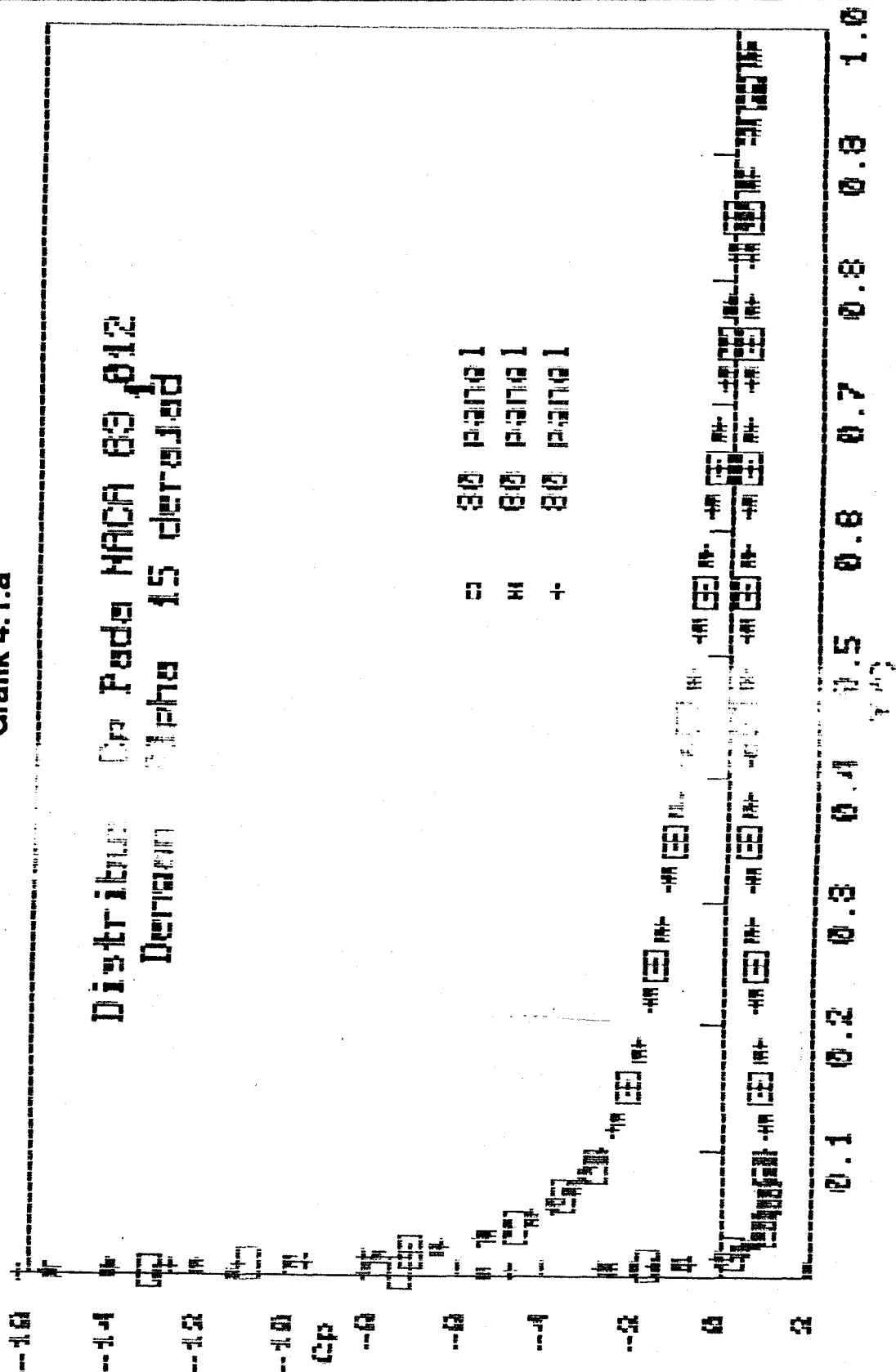
atau

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 \quad (4.2)$$

Distribusi koefisien tekanan seri NACA 63₁012, dengan mengambil jumlah panel 30, 60 dan 90 panel dengan sudut serang (angle of attack) 15, 10, 5, 0, -5, dan -10 derajat dapat dilihat pada grafik 4.1.a sampai dengan gambar 4.1.f.

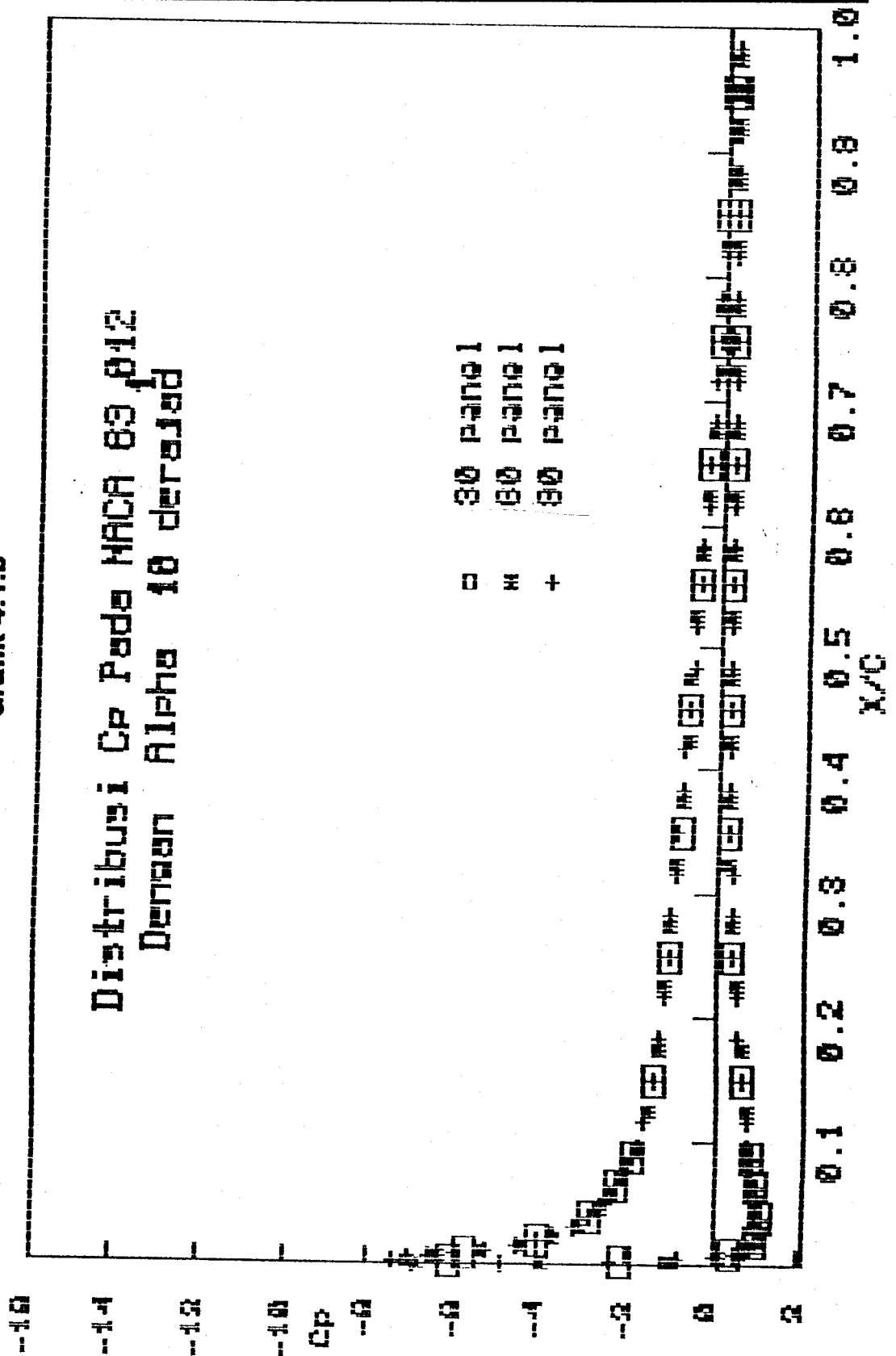
Dari distribusi koefisien tekanan ini dapat dilihat besarnya perbedaan tekanan antara permukaan di bagian atas dan permukaan di bagian bawah dari penampang sayap (airfoil). Dimana distribusi koefisien tekanan ini sangat dipengaruhi bentuk dari penampang sayap (Airfoil) itu sendiri.

Grafik 4.1.a

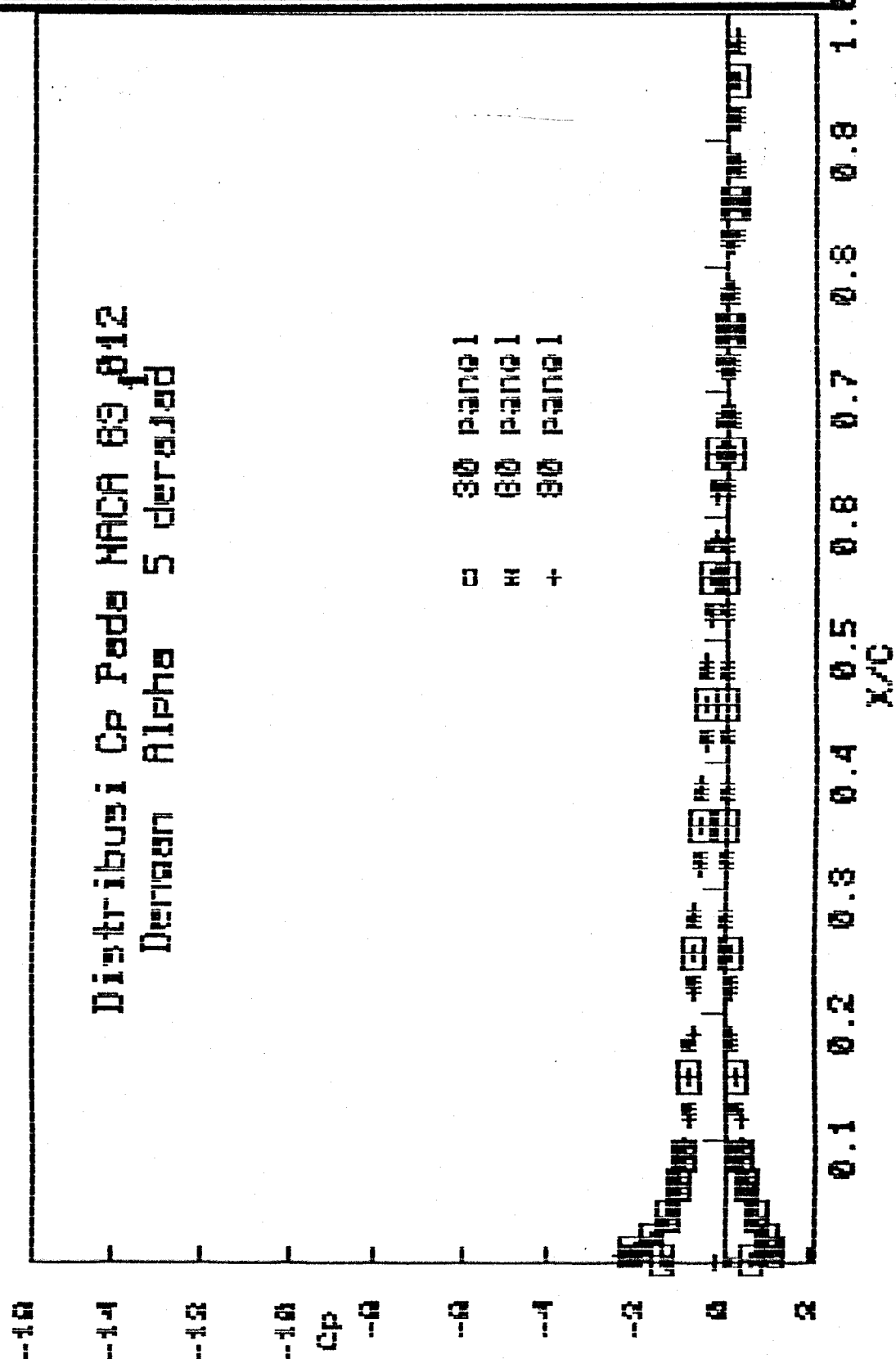


Grafik 4.1.b

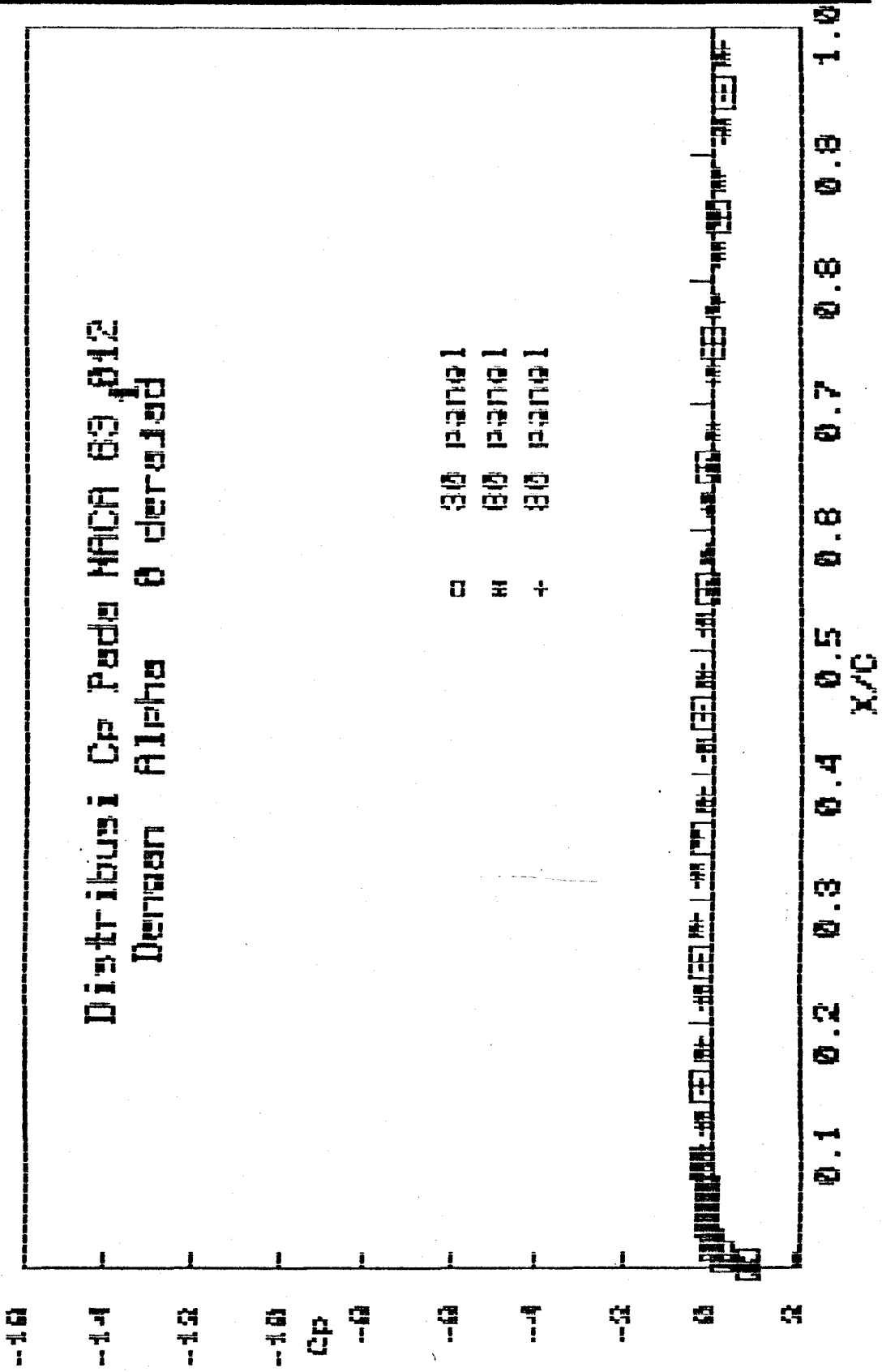
Distribusi Cp Pada MACA 83,012
Dengan Alpha 10 derajat



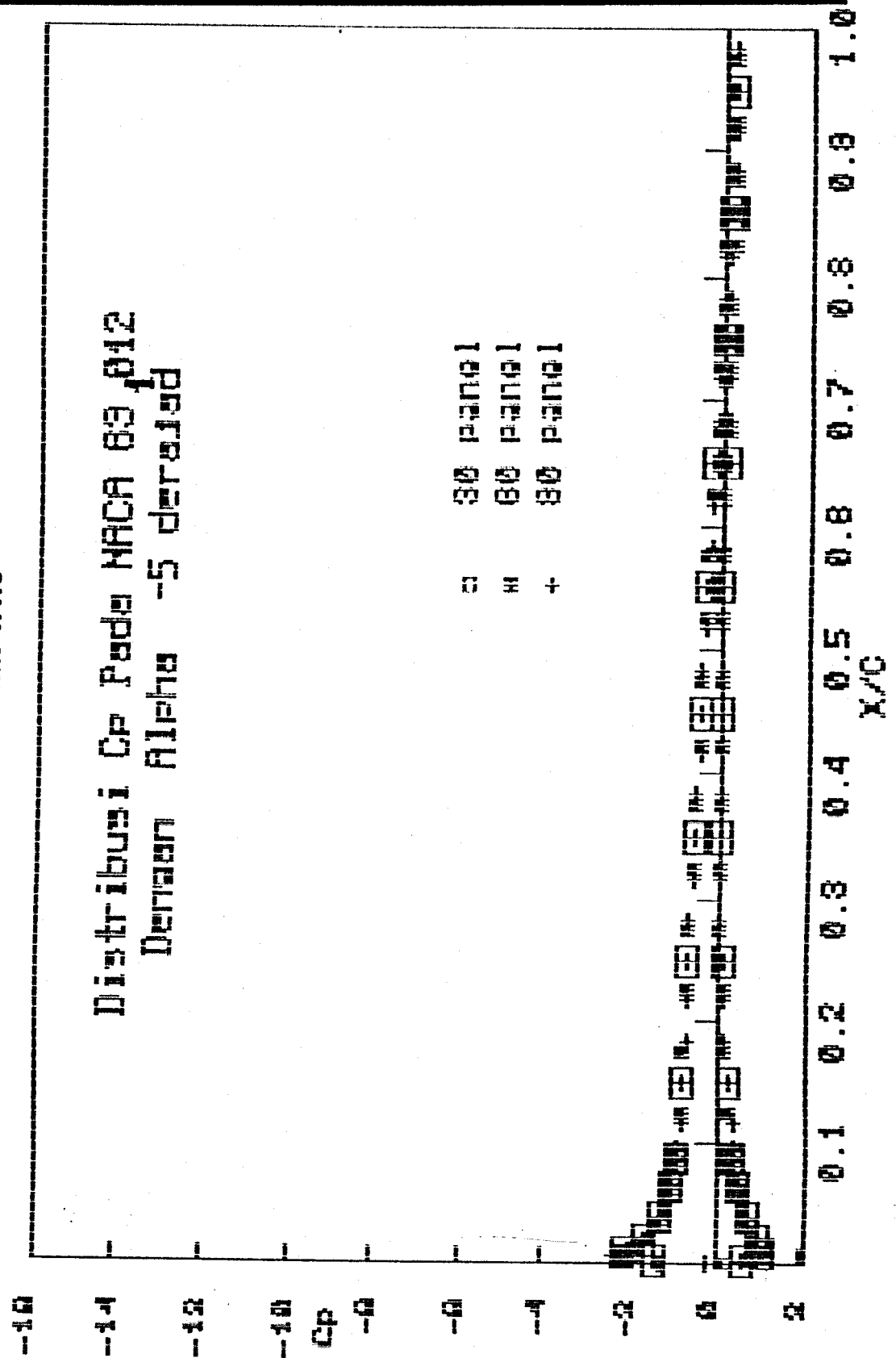
Grafik 4.1.c



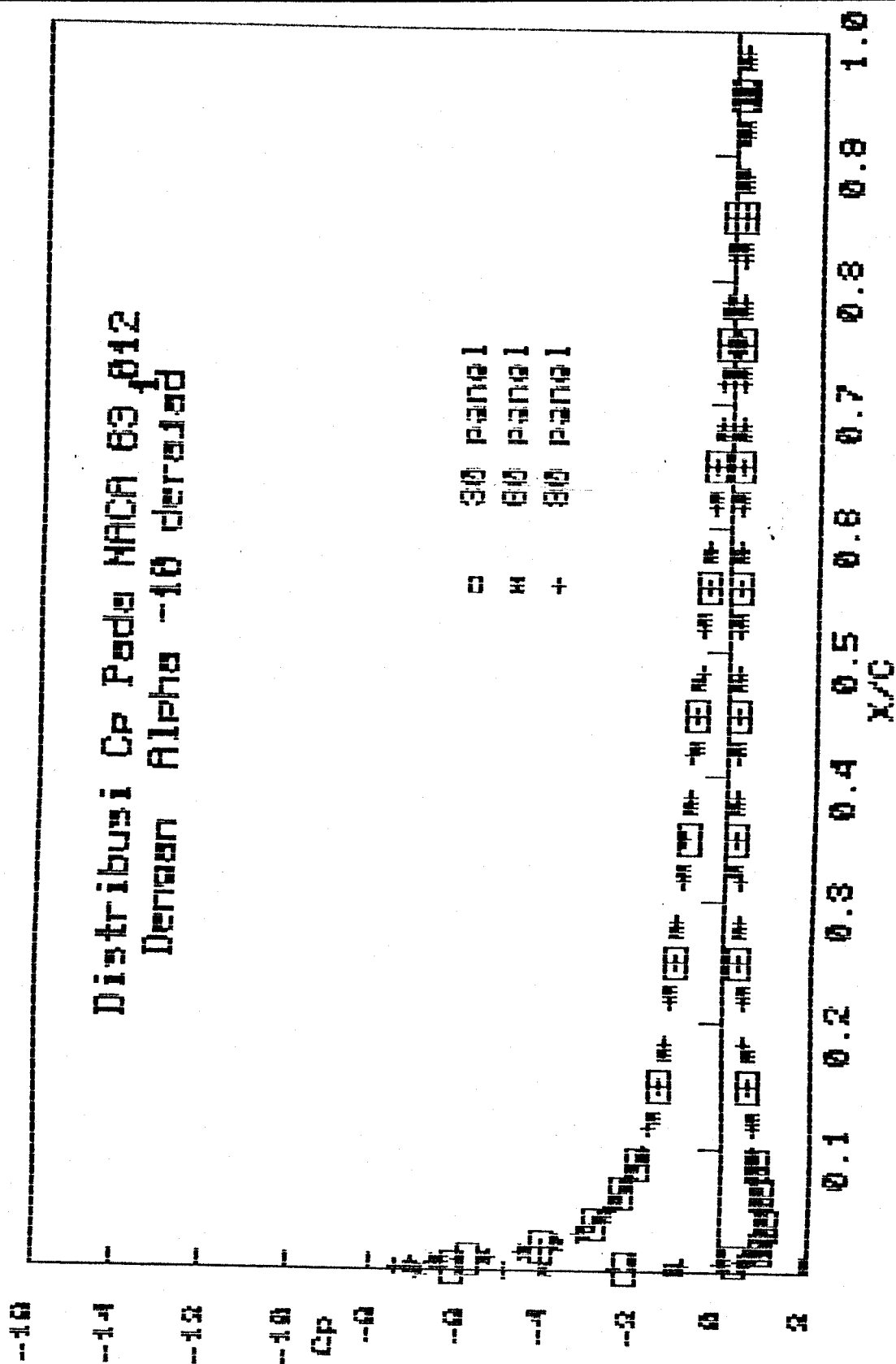
Grafik 4.1.d



Grafik 4.1.e



Grafik 4.1.1



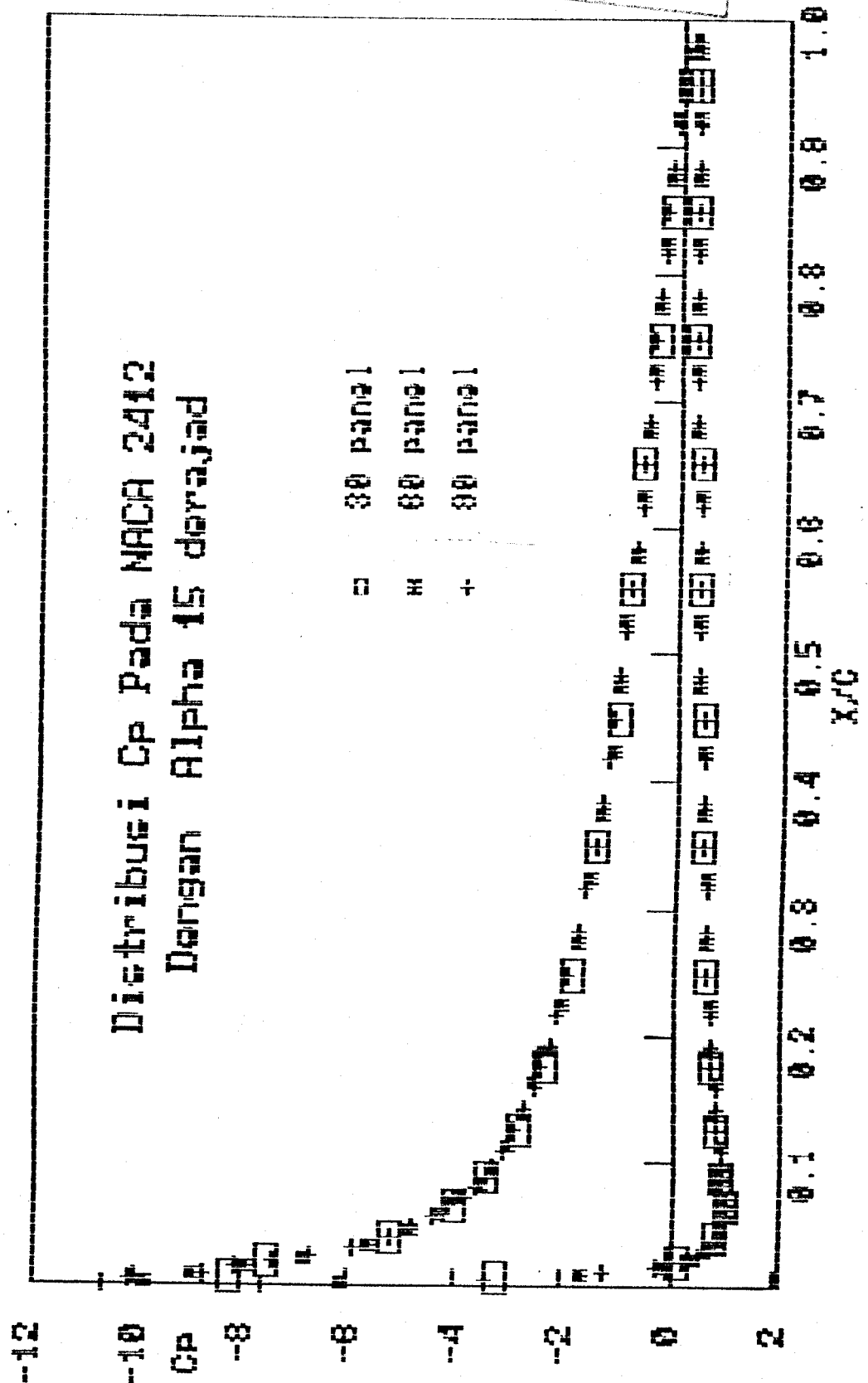
Sedangkan distribusi koefisien tekanan seri NACA 2412, dengan mengambil jumlah panel 30, 60, dan 90 panel dengan sudut serang (angle of attack) 15, 10, 5, 0, -5, dan -10 derajat dapat dilihat pada grafik 4.2.a sampai 4.2.f.

Ada satu hal yang amat penting yang membedakan distribusi koefisien tekanan untuk 30, 60 dan 90 panel yaitu bahwa distribusi koefisien tekanan dengan 30 panel untuk seri NACA 63₁012 dan seri NACA 2412 belum memberikan penyelesaian yang cocok dibandingkan dengan yang 60 panel, begitu juga untuk jumlah panel 60 belum memberikan penyelesaian yang baik jika dibandingkan dengan jumlah panel 90. Hal ini disebabkan bahwa distribusi tekanan dengan jumlah panel yang sedikit belum memberikan penyelesaian exact pada daerah tertutup Leading Edge. Besar ketidakcocokan di daerah ini datang dari kenyataan bahwa dengan jumlah panel yang sedikit posisi titik kontrol dengan Leading Edge adalah jauh dari contour Airfoil yang sebenarnya (Actual).



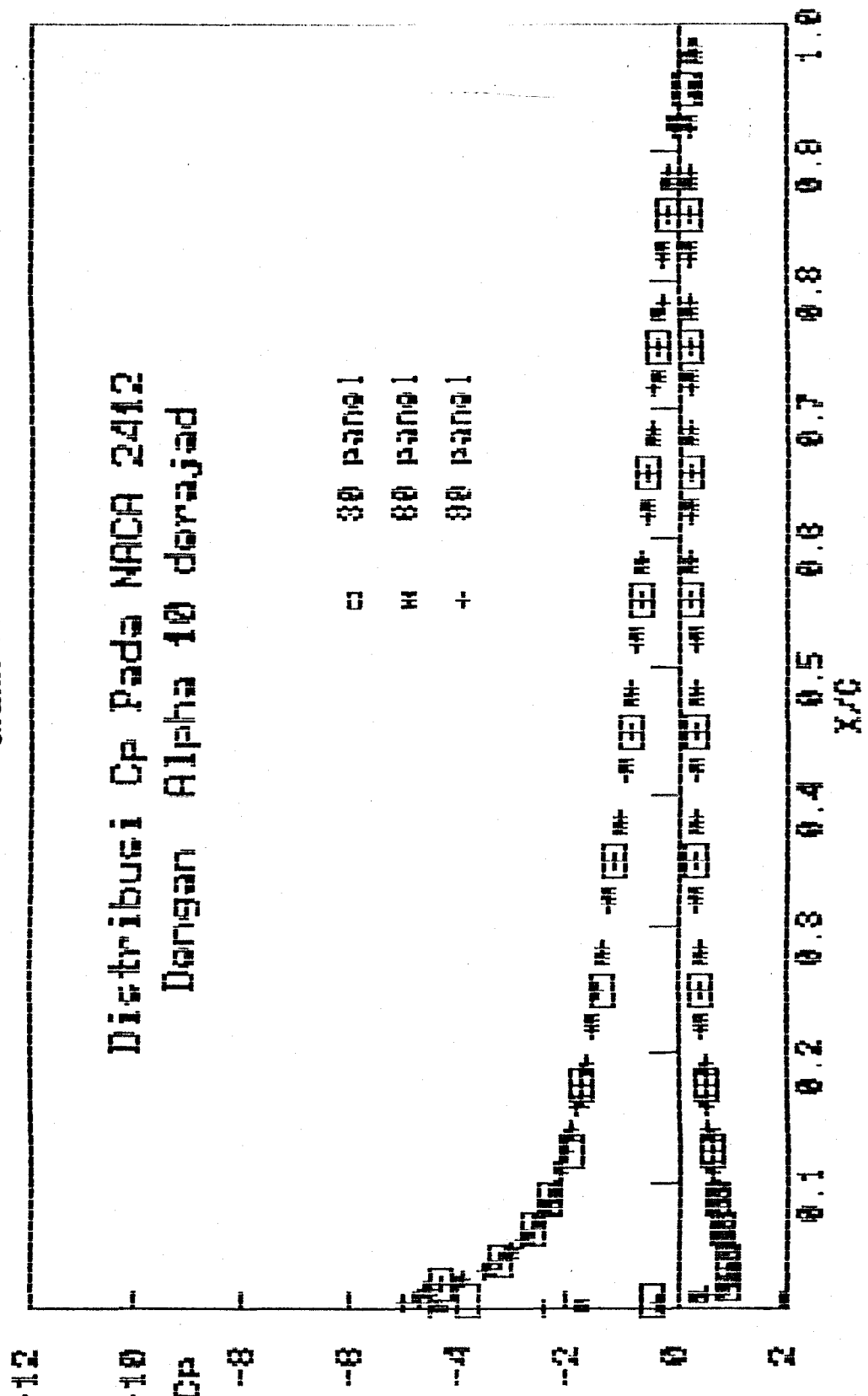
Grafik 4.2.a

Distribusi Cp Pada NACA 2412
Dengan Alpha 15 derajat



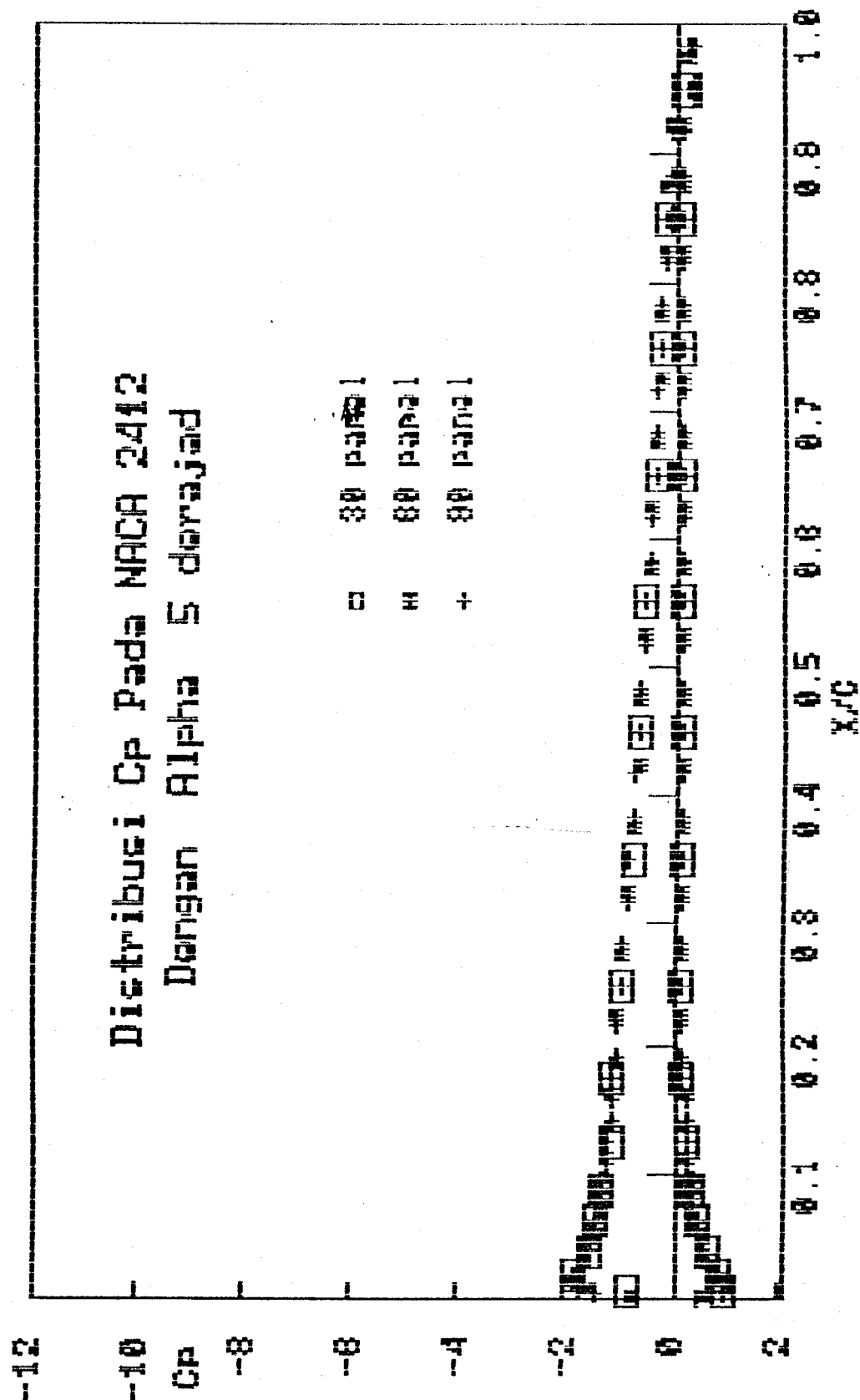
Grafik 4.2.b

Distribusi C_p Pada NACA 2412
Dengan Alpha 10 derajat

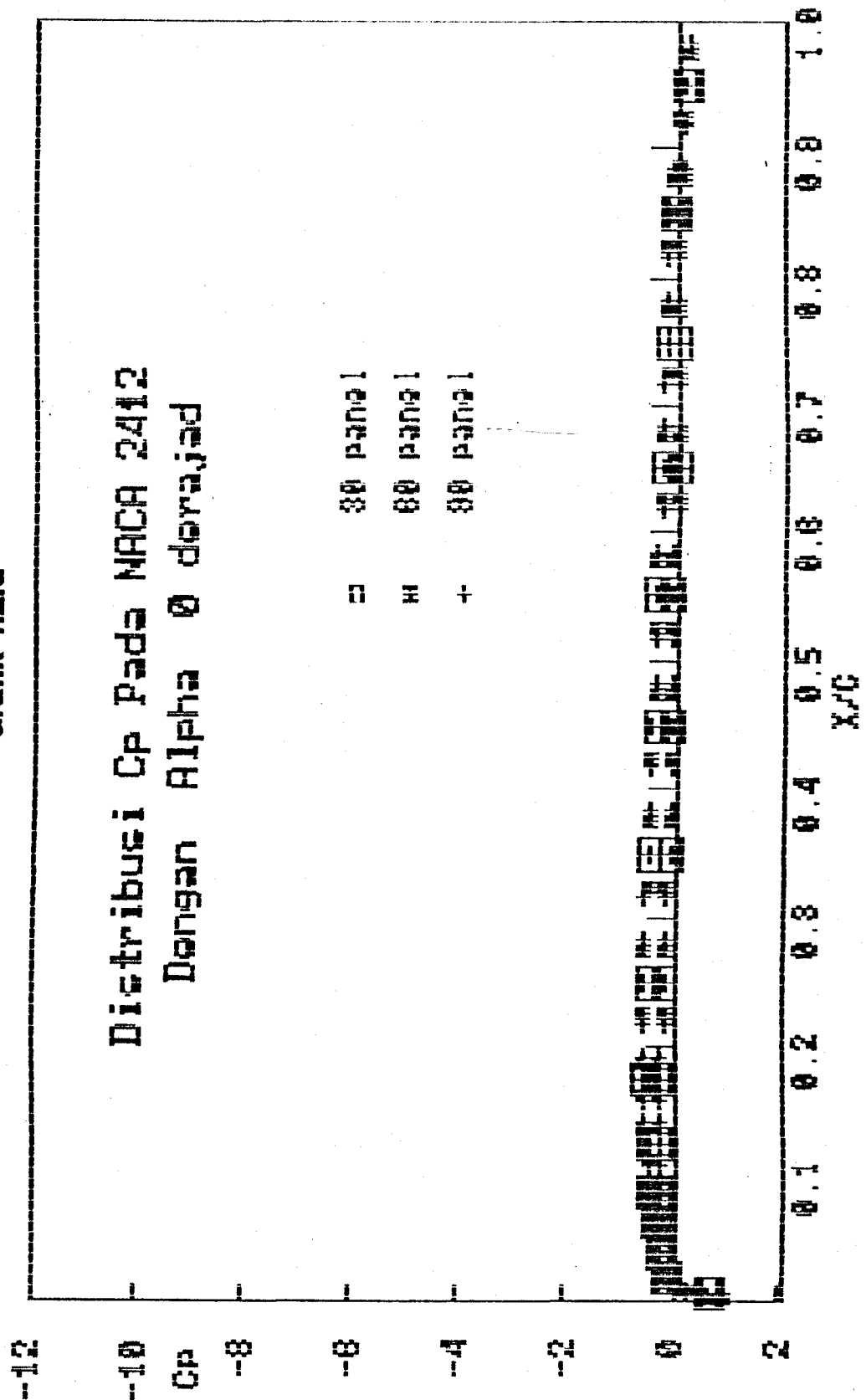


Grafik 4.2.c

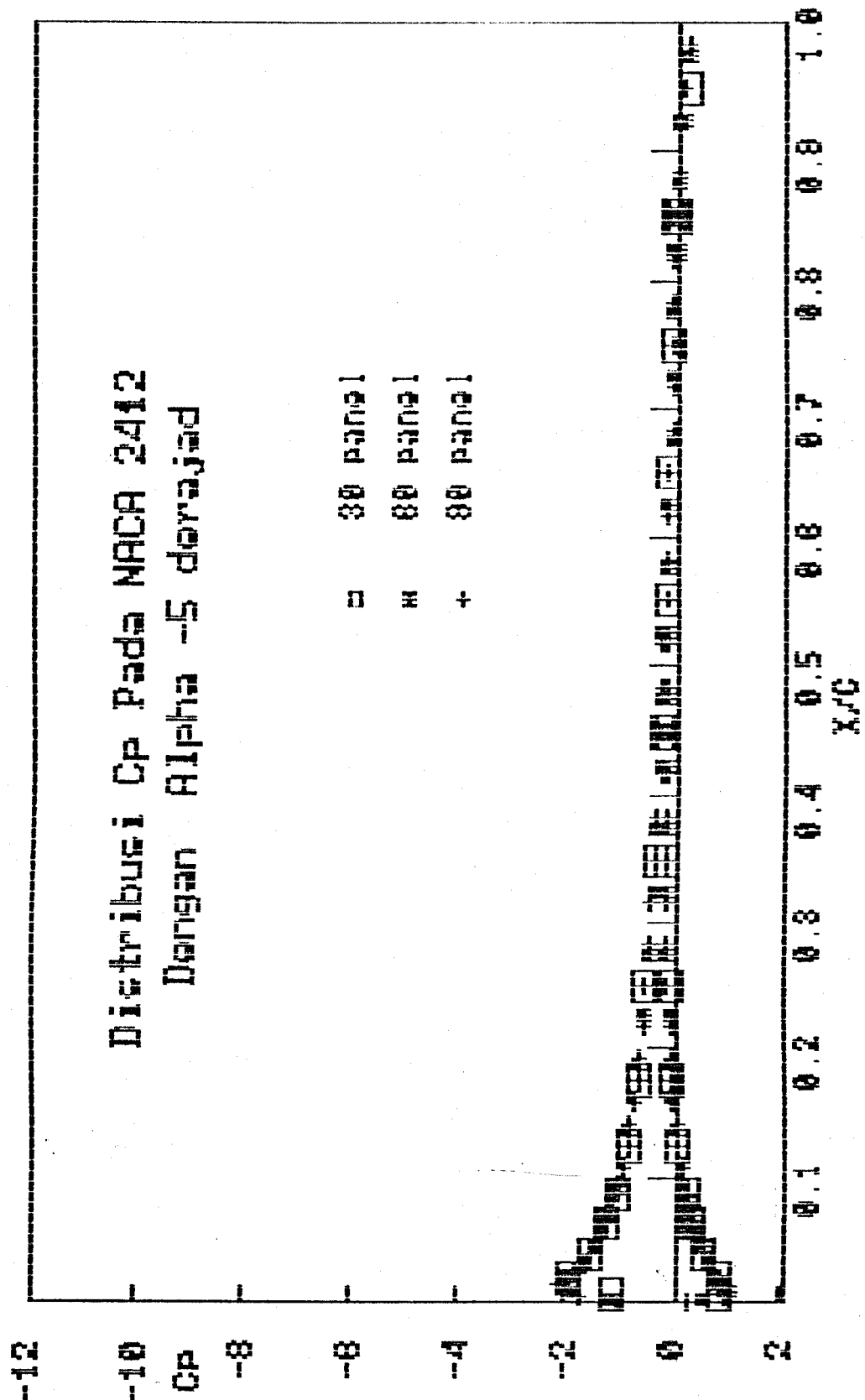
Distribusi C_p Pada NACA 2412
Dengan Alpha 5 derajat



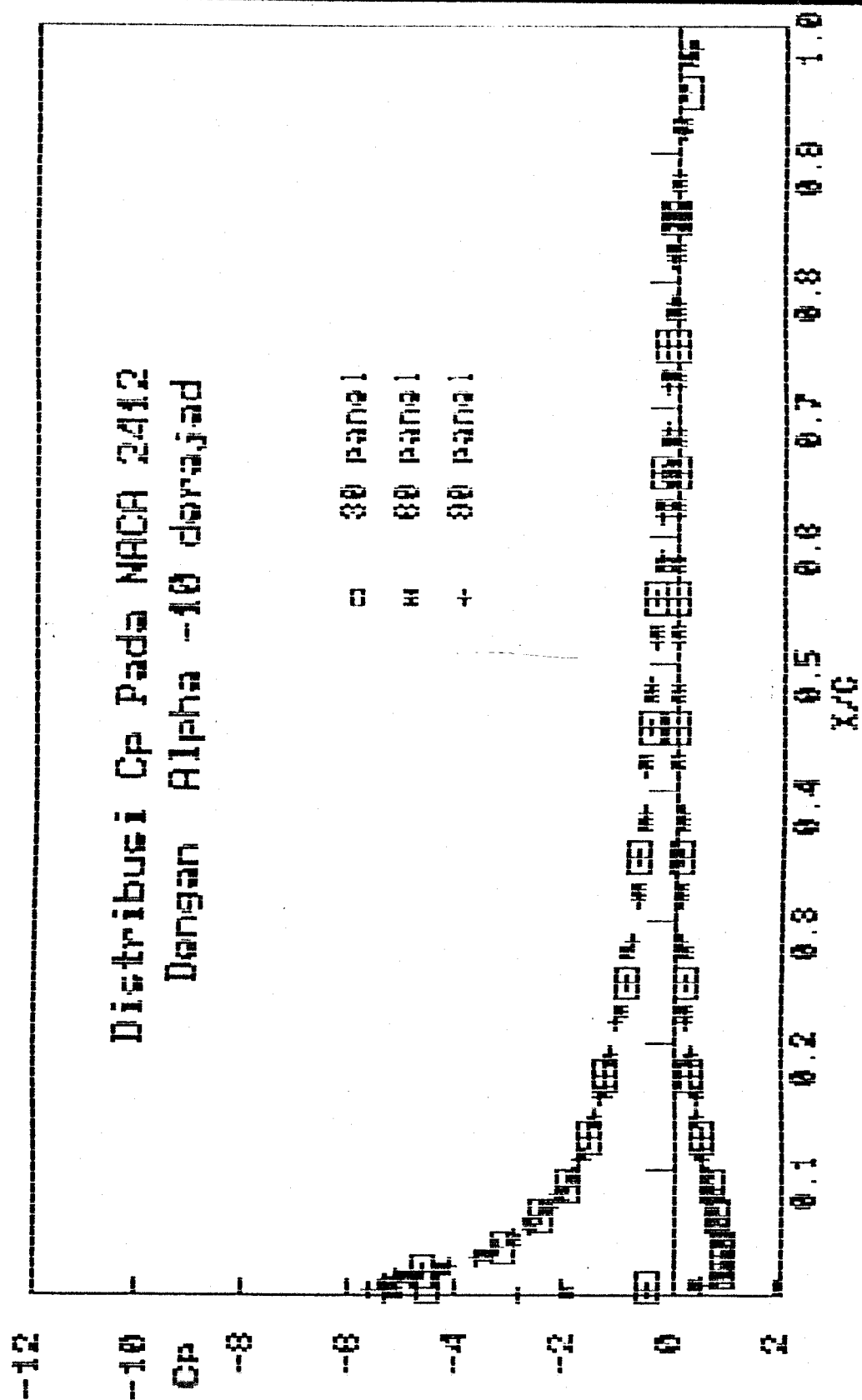
Grafik 4.2.d



Grafik 4.2.e



Grafik 4.2.f



4.3. GAYA ANGKAT (LIFT)

Gaya Angkat (lift) secara matematis dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_l \quad (4.3)$$

Dimana besar gaya angkat (lift) yang terjadi sangat dipengaruhi oleh jenis fluida yang dilaluinya. Jika fluida yang dilaluinya air, maka gaya angkat (lift) yang terjadi jauh lebih besar dibandingkan, jika airfoil tadi melalui udara untuk kecepatan, bentuk dan ukuran yang sama. Hal ini disebabkan bahwa kerapatan fluida (density) air jauh lebih besar jika dibandingkan dengan kerapatan fluida (density) di udara. Oleh karena itu, agar formulasi ini lebih bersifat umum maka gaya angkat (lift) itu dapat dituliskan ke dalam bentuk tak berdimensi, yaitu koefisien gaya angkat (C_l).

Untuk itu hasil running program dari perhitungan ini dibawa ke bentuk koefisien gaya angkat. Dua contoh aplikasi perhitungan data NACA dapat diketahui hasilnya pada grafik 4.3.a dan 4.3.b, masing-masing NACA 63₁012 dan NACA 2412.

Hasil running program dari NACA 63₁012 untuk koefisien gaya angkat (C_l) yang merupakan fungsi sudut serang (angle of attack) dapat dilihat pada tabel 4.3 dengan mengambil jumlah panel 30, 60, dan 90 panel dengan sudut serang 15, 10, 5, 0, -5 dan -10 derajat.

Sedangkan untuk hasil running program untuk NACA seri 2412 dapat dilihat pada grafik 4.7.b. Dengan mengambil jumlah panel 30, 60, dan 90 panel dengan sudut serang 15, 10, 5, 0, -5 dan -10 derajat seperti tertulis pada tabel 4.4.

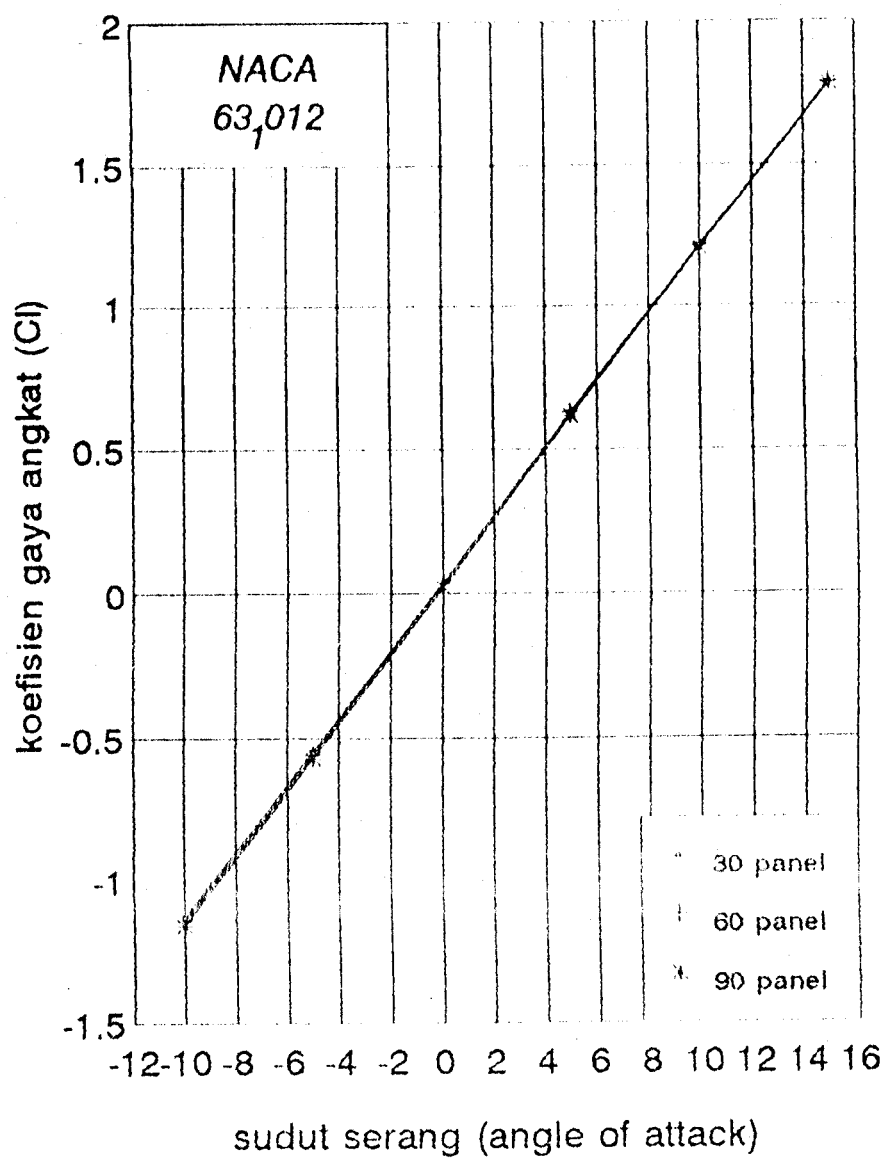
TABEL 4.3 DATA HASIL KOEFISIEN GAYA ANGKAT DARI NACA 63,012

angle of attack (α)	30 panel	60 panel	90 panel
15°	1.7811	1.7894	1.7822
10°	1.2083	1.2120	1.2032
5°	0.6261	0.6255	0.6150
0°	0.0396	0.0340	0.0220
-5°	-0.5474	-0.5576	-0.5711
-10°	-1.1303	-1.4446	-1.1598

TABEL 4.4 DATA HASIL KOEFISIEN GAYA ANGKAT DARI NACA 2412

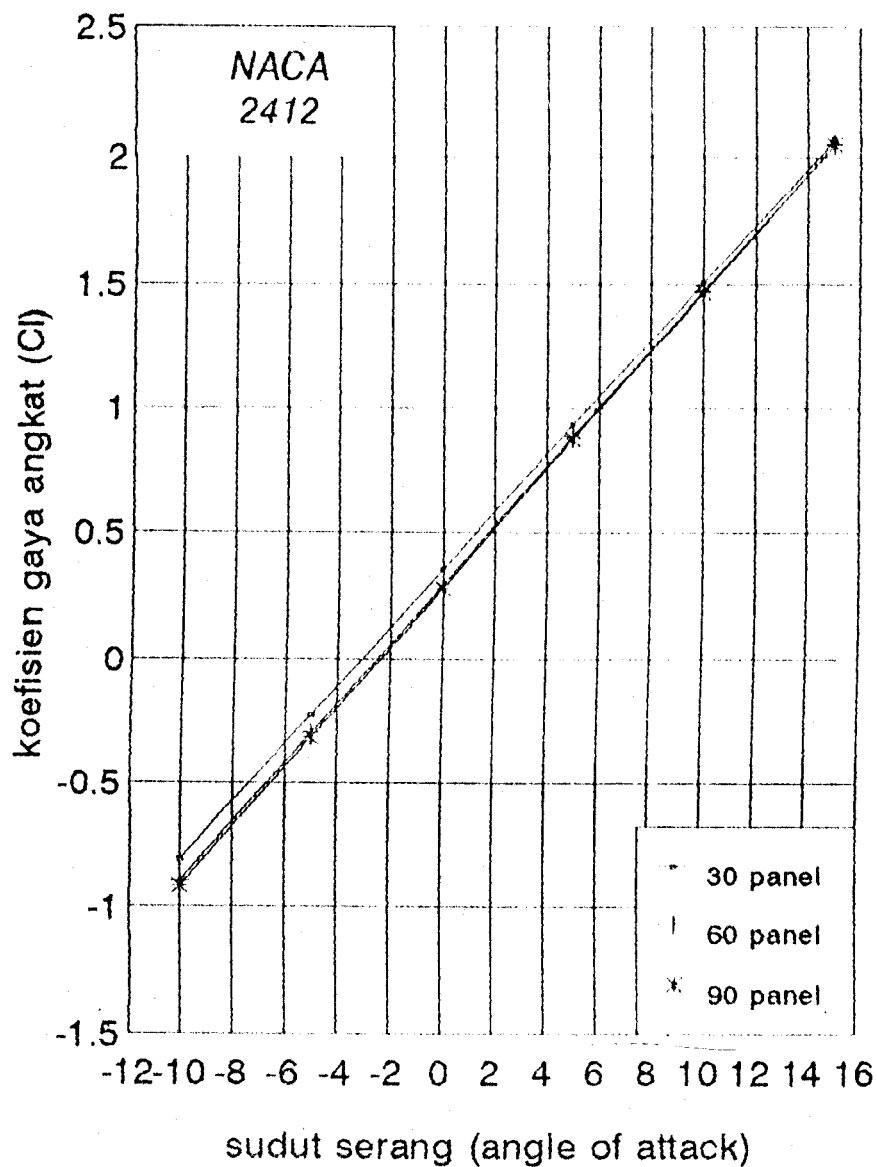
angle of attack (α)	30 panel	60 panel	90 panel
15°	2.0677	2.0489	2.0467
10°	1.5069	1.4739	1.4674
5°	0.9346	0.8878	0.8770
0°	0.3553	0.2948	0.2797
-5°	-0.2268	-0.3004	-0.3194
-10°	-0.8072	-0.8933	-0.9162

Koefisien Gaya Angkat Vs sudut serang



Grafik 4.3.a

Koefisien Gaya Angkat Vs sudut serang



Grafik 4.3.b

4.4. PERBANDINGAN HASIL PERHITUNGAN DENGAN HASIL EKSPERIMEN

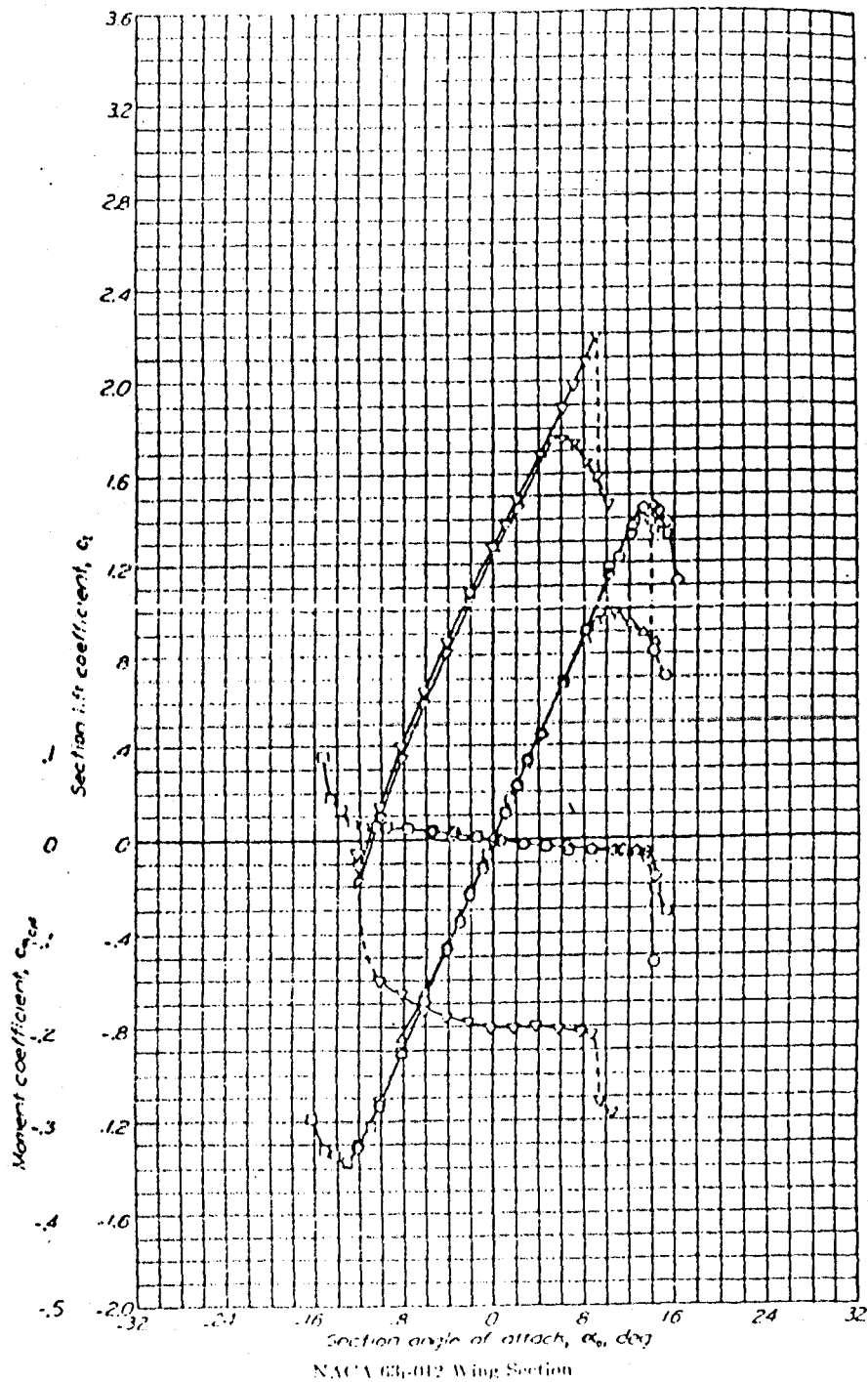
Telah dijelaskan pada bagian awal dari bab ini bahwa hasil perhitungan akan diuji keabsahannya dengan jalan membandingkan hasil running program dengan hasil eksperimen NACA. Sudah diketahui bahwa hasil running program dari metode panel ini pada grafik 4.3.a untuk NACA 63₁012 dan grafik 4.3.b untuk NACA seri 2412. Sedangkan untuk hasil eksperimen NACA diambilkan dari referensi (Abbot, I.H, and A.E Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, 1959). Dimana hasil eksperimen tersebut dapat dilihat pada grafik 4.4.a dan 4.4.b.

Dan pada grafik 4.5.a dan 4.5.b dapat dilihat hasil perbandingan antara hasil perhitungan metode panel dengan hasil eksperimen. Dari grafik tersebut dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Harga koefisien gaya angkat pada airfoil akan semakin besar dengan semakin meningkatnya harga sudut serang dan pada sudut serang tertentu tidak memiliki harga koefisien gaya angkat maksimum seperti pada hasil eksperimen.

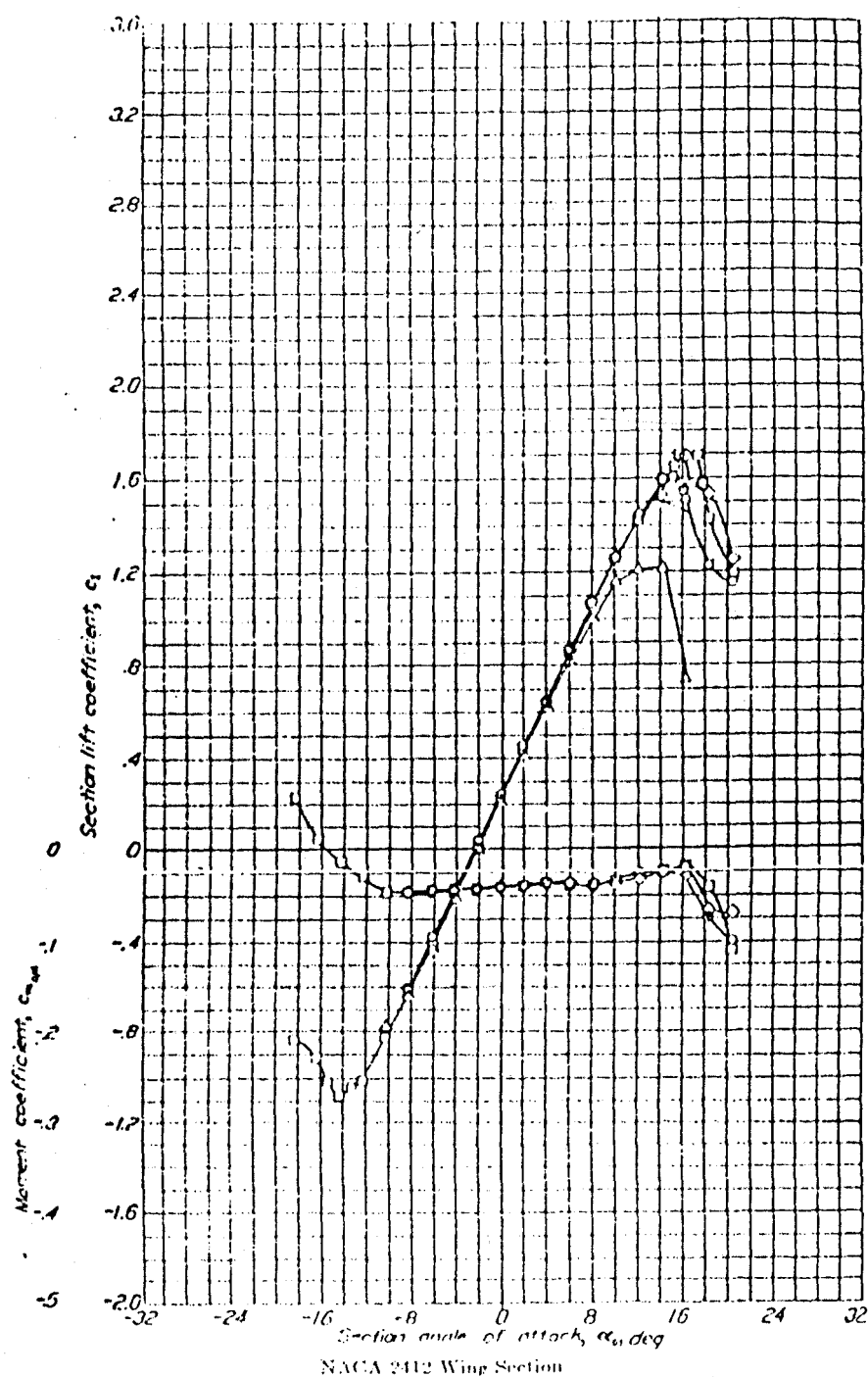
2. Dengan penambahan jumlah panel perubahan harga koefisien gaya angkat semakin besar dengan penurunan sudut serang atau slope yang terjadi semakin besar.

3. Dan dengan penambahan jumlah panel dimungkinkan bahwa pada NACA 63₁012 sudut serang sama dengan nol akan menghasilkan gaya angkat sama dengan nol, sedangkan pada NACA 2412 harga gaya angkat sama dengan nol terjadi pada sudut serang kurang dari nol derajat.

HASIL EKSPERIMEN NACA

Grafik 4.4.a

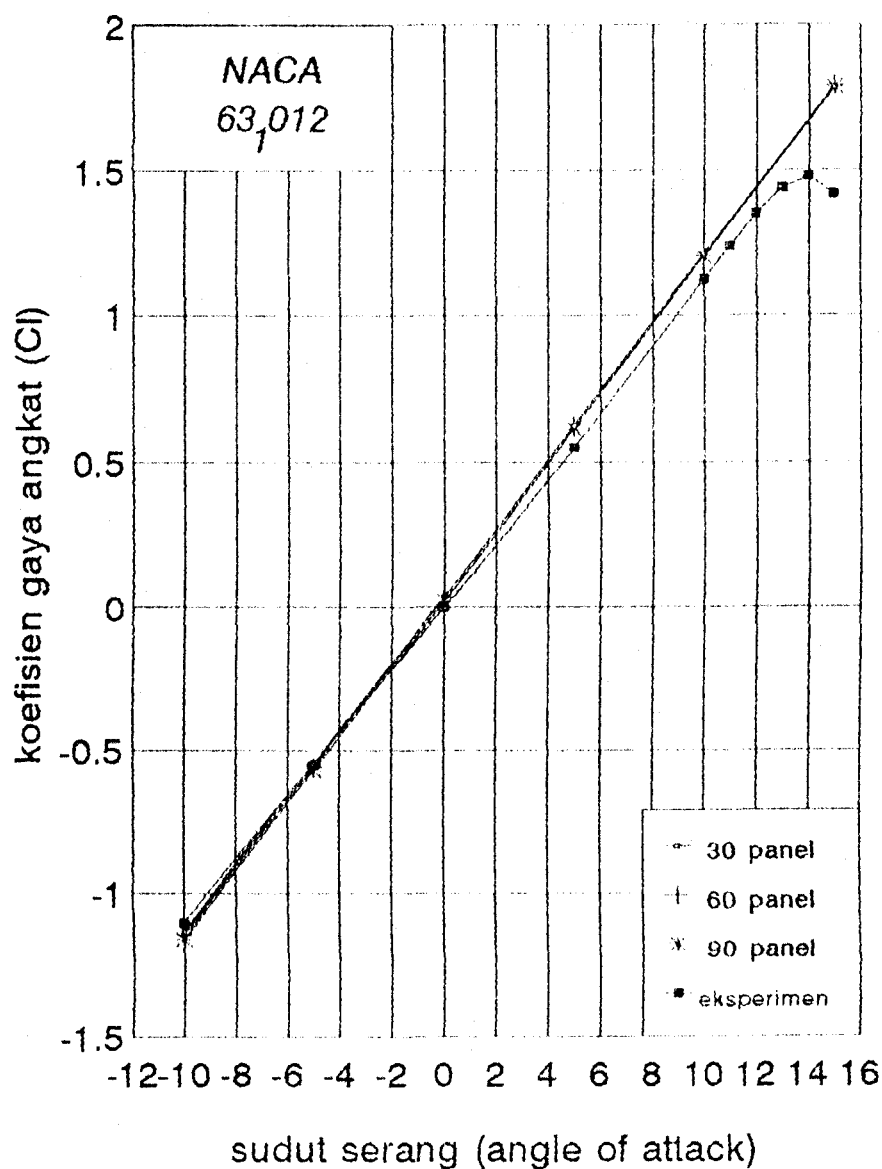
HASIL EKSPERIMEN NACA



Grafik 4.4.b

PERBANDINGAN HASIL PERHITUNGAN DENGAN HASIL EKSPERIMEN

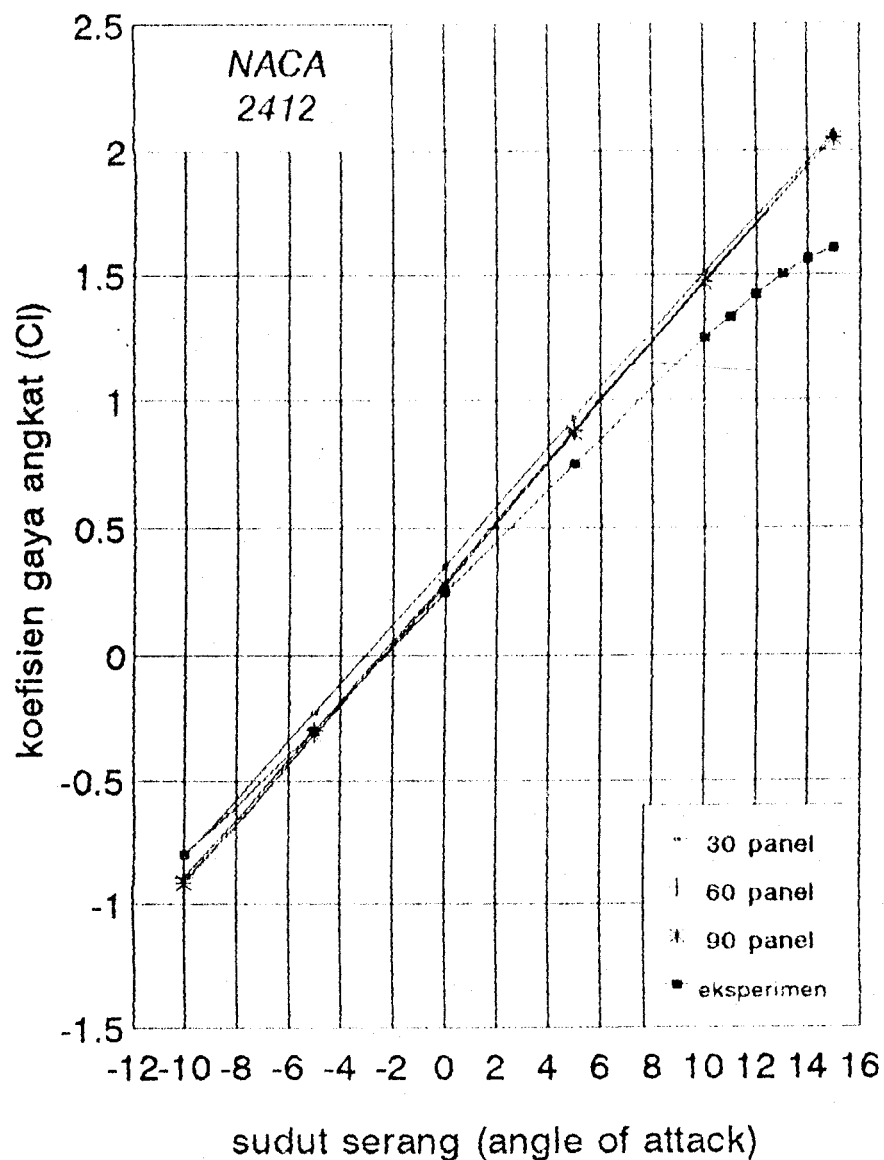
Koefisien Gaya Angkat Vs sudut serang



Grafik 4.5.a

PERBANDINGAN HASIL PERHITUNGAN DENGAN HASIL EKSPERIMEN

Koefisien Gaya Angkat Vs sudut serang



Grafik 4.5.b

BAB V

KESIMPULAN

Dari hasil pembahasan dan perhitungan (running program) dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Lift (gaya angkat) yang dihasilkan oleh sebuah airfoil tergantung pada:
 - bentuk penampang sayap (airfoil).
 - sudut kerja (sudut serang) atau angle of attack (2 -D).
 - kerapatan fluida (density) yang dilaluinya
 - kecepatan aliran bebas.
2. Hasil perhitungan sirkulasi dengan metode panel ini sangat dipengaruhi oleh jumlah panel yang diberikan, variasi ukuran, dan distribusinya.
3. Metode panel yang dipakai pada perhitungan ini kadang-kadang mengalami suatu kegagalan.
4. Bila hasil dari eksperimen (percobaan) NACA seri 63₁012 dan seri 2412 span tak terbatas airfoil dibandingkan dengan hasil yang diperoleh dari model perhitungan matematis (dengan memakai metode panel) didapatkan perbedaan hasil pada harga C_l (koefisien gaya angkat).

Hal ini disebabkan :

- Pada metode matematis fluida diasumsikan inviscid fluid sedangkan pada eksperimen fluidanya bersifat viscous.

BAB III

PERHITUNGAN SIRKULASI UNTUK MENDAPATKAN GAYA ANGKAT

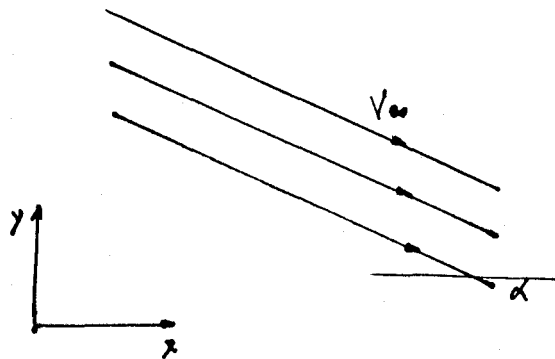
Untuk menghitung aliran fluida di sekitar benda telah diasumsikan bahwa fluida yang mengalir adalah fluida ideal (incompressible dan inviscid), irrotasional dan steady. Dari asumsi ini nanti akan didapatkan persamaan aliran potensial.

Yang harus diingat bahwa aliran fluida harus memenuhi persamaan kontinuitas ($\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$). Dimana prinsip kontinuitas menghubungkan antara kecepatan, density, koordinat ruang / bidang dan waktu. Bila density konstan, sesuai dengan asumsi incompressible, maka persamaan Laplace ($\nabla^2 \phi = 0$) harus dipenuhi. Dimana \mathbf{V} adalah kecepatan aliran fluida.

3.1. ALIRAN UNIFORM

Untuk permasalahan ini, aliran fluida ideal yang dipakai adalah aliran uniform. Misalnya fluida bergerak dari arah sembarang (2-D), maka besarnya kecepatan dapat dituliskan:

$$\mathbf{V} = u \mathbf{i} + v \mathbf{j} \quad (3.1)$$



Gambar 3.1

Aliran Uniform

Akibatnya besar potensial kecepatan untuk aliran uniform dari kasus (2-D) adalah:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x} = u = V_{\infty} \cos \alpha \quad (3.2.a)$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial y} = v = V_{\infty} \sin \alpha \quad (3.2.b)$$

Integrasi persamaan 3.2.a terhadap sumbu x, didapatkan:

$$\varphi = V_{\infty} \cos \alpha x + f(y) \quad (3.3)$$

dimana: $f(y)$ merupakan fungsi terhadap sumbu-y

Sedangkan integrasi persamaan 3.2.b terhadap sumbu y, didapatkan:

$$\varphi = V_{\infty} \sin \alpha y + g(x) \quad (3.4)$$

dimana: $g(x)$ merupakan fungsi terhadap sumbu-x

Dari persamaan 3.3 dan 3.4, menghasilkan persamaan potensial kecepatan aliran uniform sebesar:

$$\varphi = V_{\infty} x \cos \alpha + V_{\infty} y \sin \alpha + \text{konstan}$$

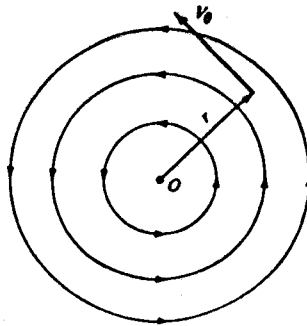
atau

$$\varphi = V_{\infty} x \cos \alpha + V_{\infty} y \sin \alpha \quad (3.5)$$

Dimana kecepatan potensial harus memenuhi persamaan Laplace ($\Delta \cdot V = 0$). Perlu diingat bahwa persamaan Laplace adalah persamaan differensial linier, yang membolehkan superposisi penyelesaian

3.2. ALIRAN VORTEKS

Sebuah aliran vorteks yang memiliki bentuk seperti terlihat pada gambar 3.2, di bawah ini:



Gambar 3.2

Aliran Vorteks

Dimana komponen kecepatan arah radial dan tangensial V_r dan V_{θ} , dimana:

$$V_r = 0$$

$$V_{\theta} = \frac{\text{konstanta}}{r} = \frac{c}{r} \quad (3.6)$$

Untuk mengevaluasi konstanta c , ambil sebuah sirkulasi di sekitar streamline yang melingkar dengan radius r .

$$\Gamma = - \int \mathbf{V} \cdot d\mathbf{s}$$

$$\Gamma = -V_{\theta} (2\pi r)$$

atau

$$V_{\theta} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (3.7)$$

Dengan membandingkan persamaan 3.7 dan 3.6, dapat diketahui bahwa:

$$c = -\frac{\Gamma}{2\pi} \quad (3.8)$$

Sehingga besarnya potensial kecepatan untuk aliran vorteks dapat ditulis sebagai berikut:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial r} = V_r = 0 \quad (3.9.a)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} = V_{\theta} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (3.9.b)$$

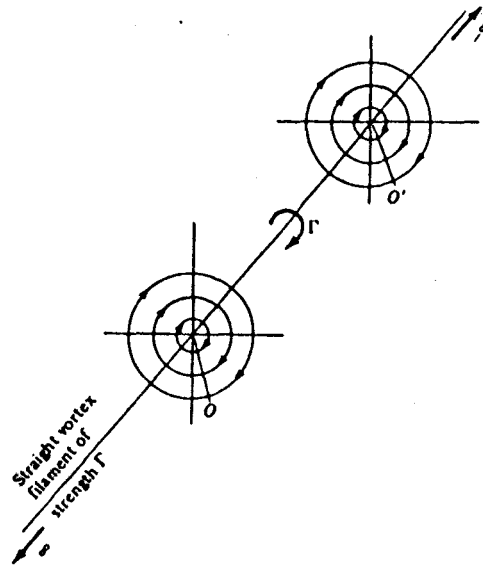
Integrasi persamaan 3.9.a dan 3.9.b, didapatkan:

$$\varphi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (3.10)$$

Persamaan 3.10 adalah potensial kecepatan untuk aliran vorteks.

3.3. ALIRAN DENGAN KECEPATAN RENDAH (LOW-SPEED FLOW) PADA PERMUKAAN AIRFOIL

Bayangkan sebuah garis lurus melalui titik O seperti yang terlihat pada gambar 3.2 dengan panjang tak hingga. Garis ini merupakan sebuah 'straight vortex filament' dengan kekuatan Γ seperti terlihat pada gambar 3.3, di bawah ini:



Gambar 3.3

Vortex filament

Apabila vortex filament itu tak hingga jumlahnya dan saling berdampingan, maka kekuatan filament tadi menjadi sangat kecil sekali. Vortex filament ini akan membentuk vortex sheet, seperti tampak pada gambar 3.4 sebelah kiri.

Jika vortex filament itu dilihat pada pandangan 2-D, maka vortex filament akan tegak lurus terhadap bidang kertas, dimana s adalah jarak yang diukur sepanjang s . Maka kekuatan dari bagian yang sangat kecil, ds dari vortex sheet adalah $\gamma(s)$. Selanjutnya anggaplah titik P berada dalam aliran yang diletakkan sejauh r dari ds . Koordinat kartesian titik P adalah (x,y) . Bagian kecil dari vortex sheet dengan kekuatan $\gamma(s)ds$ menyebabkan kecepatan yang sangat kecil, dV pada titik P .

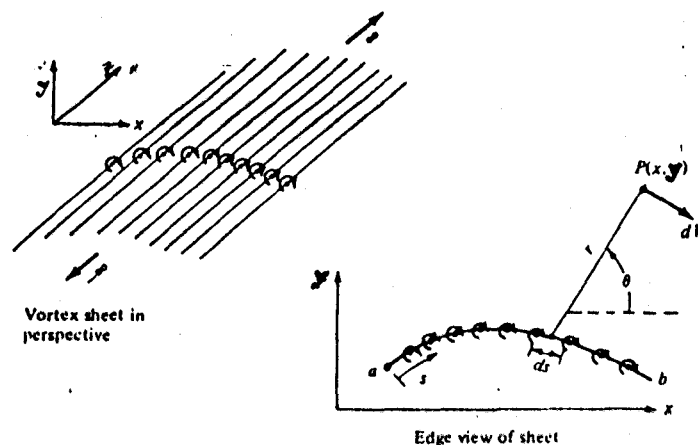
Dari persamaan 3.7, dV diberikan dengan persamaan:

$$dV = \frac{\gamma(s)ds}{2\pi r} \quad (3.11)$$

dengan arah tegak lurus terhadap r , seperti gambar 3.4.

Keccepatan di titik P memiliki arah yang berubah-ubah yang disebabkan oleh seluruh vortex sheet dari a ke b (persamaan 3.11). Oleh karena itu increment kecepatan yang terjadi pada titik P harus ditambahkan secara vectorial. Karena itu lebih sesuai jika memperlakukan potensial kecepatan pada titik tersebut. Dari gambar 3.4 besar increment potensial kecepatan, $d\phi$ yang disebabkan oleh elemen vortex $\gamma(s)ds$, adalah: (lihat persamaan 3.10)

$$d\phi = -\frac{\gamma(s)}{2\pi} \theta \quad (3.12)$$



Gambar 3.4.

Vortex sheet

Sehingga besarnya potensial kecepatan di titik P merupakan integrasi dari seluruh vortex sheet, yaitu:

$$\varphi = -\frac{1}{2} \int_a^b \theta \gamma(s) ds \quad (3.13)$$

Sedangkan besarnya sirkulasi Γ di sekitar titik vorteks sama dengan kekuatan vorteks itu sendiri. Dengan demikian, sirkulasi yang terjadi di sekitar vortex sheet adalah merupakan jumlah dari seluruh kekuatan elemen vortex, yaitu:

$$\Gamma = \int_a^b \gamma(s) ds \quad (3.14)$$

Karena vortex sheet mengalami perubahan diskontinuitas dalam komponen kecepatan tangensial yang melewati sheet. Maka hubungan perubahan kecepatan tangensial saat melintasi vortex sheet dengan kekuatan vortex adalah sebagai berikut:

Anggaplah persegi panjang putus-putus yang melintasi bagian dari sheet dengan panjang ds . Dimana kecepatan tangensial di bagian atas dan bawah dari lintasan ini adalah u_1 dan u_2 , dan komponen kecepatan tangensial samping kiri dan kanan adalah v_1 dan v_2 . Perbedaan lintasan bagian atas dan bawah adalah dn . Dari definisi sirkulasi, yang diberikan pada persamaan 2.1, maka besar sirkulasi di sekitar lintasan itu adalah:

$$\Gamma = -(v_2 dn - u_1 ds - v_1 dn + u_2 ds)$$

atau

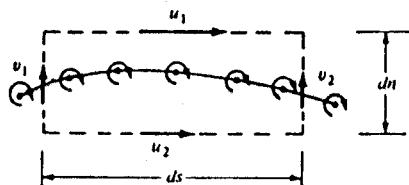
$$\Gamma = (u_1 - u_2) ds + (v_1 - v_2) dn \quad (3.15)$$

Sedangkan kekuatan vortex sheet yang ada di dalam lintasan tersebut adalah $\gamma(s)ds$, maka besar sirkulasi dapat ditulis sebagai berikut:

$$\Gamma = \int_a^b \gamma(s)ds \quad (3.16)$$

Oleh karena itu dari persamaan 3.15 dan 3.16, didapat hubungan sebagai berikut:

$$\gamma(s)ds = (u_1 - u_2)ds + (v_1 - v_2)dn \quad (3.17)$$



Gambar 3.5

Lompatan kecepatan tangensial yang melintasi vortex sheet

Bagian atas dan bawah dari lintasan ini, akan mendekati vortex sheet, jika $dn \rightarrow 0$. Dengan limit ini, maka harga u_1 dan u_2 menjadi komponen tangensial dari vortex sheet, maka seluruh bagian atas dan bawah persamaan 3.17, menjadi:

$$\gamma(s)ds = (u_1 - u_2)ds$$

atau

$$\gamma(s) = (u_1 - u_2) \quad (3.18)$$

Persamaan 3.18 menyatakan bahwa lompatan lokal kecepatan tangensial yang melintasi vortek sheet sama dengan kekuatan sheet lokal.

3.4. KONDISI BATAS

Aliran potensial yang akan dibahas harus selalu memenuhi kondisi fisik atau kondisi batas tempat fluida itu mengalir. Kondisi batas ini harus dinyatakan dalam bentuk matematis, agar formula akhir aliran potensial ini bisa diterima dengan sah.

Dua kondisi batas yang harus dipenuhi :

1. Kondisi batas kinematis, yakni kondisi batas yang berhubungan dengan kecepatan fluida.
2. Kondisi batas dinamis, yakni yang berhubungan dengan gaya-gaya yang bekerja pada batas.

Khusus untuk fluida ideal kondisi batas yang sering dipakai adalah kondisi batas kinematis. Sedangkan untuk kondisi batas ini dibagi menjadi 2 kondisi batas yaitu: kondisi batas pada jarak yang tak berhingga dan pada permukaan benda (body surface).

Kondisi batas tersebut adalah sebagai berikut:

1. Kondisi kinematis pada jarak tak berhingga (infinity)

Bila benda diam dalam fluida yang bergerak, misalnya pada arah sembarang 2-D (x-y) , maka kondisi batas pada infinity adalah

$$\varphi = U_{\infty} \cdot x + V_{\infty} \cdot y \quad (3.19)$$

dimana:

U_{∞}, V_{∞} adalah merupakan kecepatan fluida pada infinity.

2. Kondisi batas pada permukaan benda (body surface)

Kondisi batas ini menyatakan bahwa turunan normal potensial kecepatan sama dengan kecepatan normal batas permukaan benda, atau secara matematis dituliskan sebagai berikut;

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = U_{\infty} \cdot n \quad (3.20)$$

dimana :

U_{∞} merupakan kecepatan gerak benda

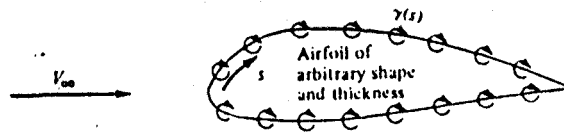
Bila bendanya diam dengan fluida yang bergerak maka $U=0$, persamaan (3.20) menjadi:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} = 0 \quad (3.21)$$

Kondisi batas pada persamaan (3.21) inilah yang dipakai untuk memecahkan masalah aliran di sekeliling benda.

3.5. PENYELESAIAN NUMERIK

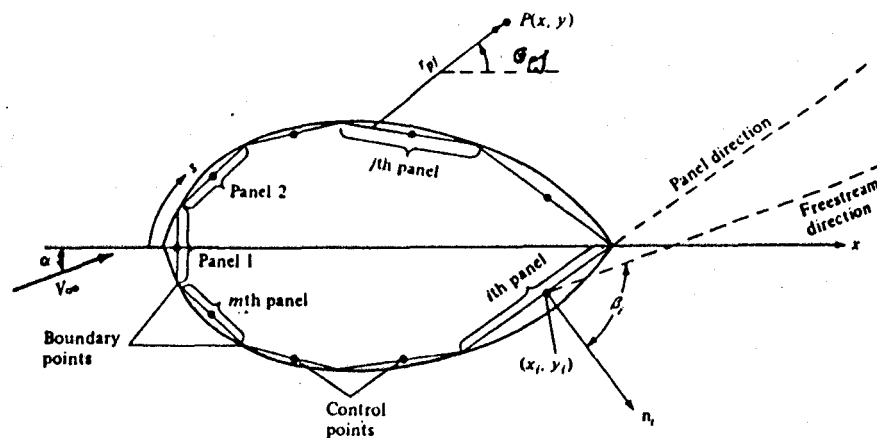
Dasar pemikiran yang diterapkan pada metode panel ini adalah dengan menutup permukaan benda dengan vortex sheet seperti gambar 3.6, di bawah ini. Tujuan utama dari pendistribusian vortex sheet ini tak lain adalah untuk mendapatkan besarnya $\gamma(s)$ pada permukaan benda. Karena penyelesaian analitis tidak dapat dilakukan maka ditempuh dengan jalan penyelesaian numerik



Gambar 3.6

Simulasi airfoil dengan distribusi vortex sheet pada permukaan benda

Anggaplah bahwa vortex sheet yang ditunjukkan pada gambar 3.6 menjadi deretan panel-panel garis, seperti tampak pada gambar 3.7 di bawah:



Gambar 3.7

Distribusi vortex panel pada permukaan benda

Kekuatan vorteks per unit panjang $\gamma(s)$ adalah konstan sepanjang panel yang diberikan, tetapi berubah dari satu panel ke panel yang lain seperti ditunjukkan pada gambar 3.7. Dimana kekuatan panel per unit panjang dari gambar 3.7 adalah $\gamma(s_1), \gamma(s_2), \dots, \gamma(s_m)$. Untuk mendapatkan penyelesaian $\gamma(s)$ pertama harus terpenuhinya kondisi Kutta. Kedua, titik kontrol yang merupakan titik tengah panel besar komponen kecepatan normal aliran harus sama dengan nol.

P adalah sebuah titik yang diletakkan pada (xy) di dalam aliran, dan r_{pj} adalah jarak dari titik pada panel ke-j ke titik P (seperti gambar 3.7). Radius r_{pj} membuat sudut G_{pj} terhadap sumbu x. Maka besar potensial kecepatan yang terjadi pada titik P karena panel ke-j, $\Delta\phi_j$, dari persamaan 3.13:

$$\Delta\phi(s_j) = -\frac{1}{2\pi} \int G_{pj} \gamma(s_j) ds_j \quad (3.22)$$

Pada persamaan 3.22, $\gamma(s_j)$ adalah konstan pada panel ke-j, dan integral ini hanya diberikan pada panel ke-j. Sudut G_{pj} diberikan dengan:

$$G_{pj} = \arctan\left(\frac{y-y_j}{x-x_j}\right) \quad (3.23)$$

Sehingga besarnya potensial kecepatan di titik P yang disebabkan oleh semua panel merupakan penjumlahan dari panel-panel tersebut, dari persamaan 3.22.

$$\phi(P) = \sum_{j=1}^m \phi(s_j) = -\sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \int G_{pj} ds_j \quad (3.24)$$

Karena titik P ini titik yang berubah-ubah, maka letakkan titik P pada titik kontrol panel ke-i seperti yang tampak pada gambar 3.7. Koordinat titik kontrol ini adalah (x_i, y_i) . Maka persamaan 3.23 dan 3.24 menjadi:

$$G_{ij} = \arctan\left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j}\right)$$

dan

$$\varphi(x_i, y_i) = - \sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \int_j G_{ij} ds_j \quad (3.25)$$

Sehingga besarnya potensial kecepatan dari kedua aliran tersebut menjadi:

$$\varphi(x_i, y_i) = V(x_i \cos \alpha + y_i \sin \alpha) - \sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \int_j G_{ij} ds_j \quad (3.26)$$

Sehingga turunan potensial kecepatan terhadap vector normalnya merupakan harga kecepatan normal dari aliran vorteks. Hal ini sesuai dengan kondisi batas yang diberikan pada bagian 3.4, yaitu bahwa besarnya komponen kecepatan normal pada titik-titik kontrol harus sama dengan nol. Kecepatan di sini merupakan superposisi dari kecepatan aliran uniform dan kecepatan yang disebabkan oleh semua panel.

Komponen kecepatan normal dari aliran uniform dengan V untuk panel ke-i, diberikan dengan persamaan sebagai berikut:

$$V_{\infty, n} = V_{\infty} \cos \beta_i \quad (3.27)$$

dimana: β_i adalah sudut yang dibentuk antara vector normal dengan arah aliran bebas.

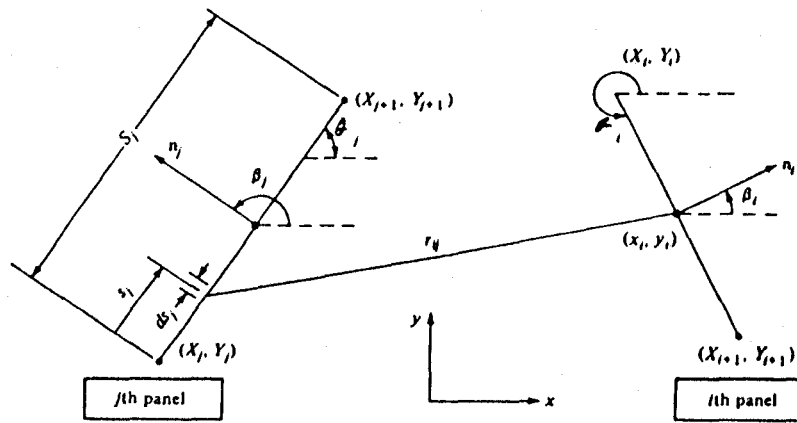
Sehingga besar β_i dapat dilihat pada hubungan panel di bawah ini:

$$\beta_i = \theta_i + \frac{\pi}{2} - \alpha$$

sehingga besar :

$$\cos \beta_i = -\sin(\theta_i - \alpha)$$

$$\sin \beta_i = \cos(\theta_i - \alpha)$$



Gambar 3.8

Geometri Panel

Dengan demikian besar:

$$V_{\infty, n} = V_{\infty} \cos \beta_i = V_{\infty} \sin(\theta_i - \alpha) \quad (3.28)$$

Sedangkan komponen kecepatan normal pada titik \$(x_i, y_i)\$ oleh vorteks panel adalah:

$$V_n = \frac{\partial}{\partial n_i} \varphi(x_i, y_i) \quad (3.29)$$

Gabungan persamaan 3.25 dan 3.29, didapatkan persamaan sebagai berikut:

$$V_n = - \sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \int_j \frac{G_{ij}}{\partial n_i} ds_j \quad (3.30)$$

dimana merupakan penjumlahan dari semua panel di atas.

Komponen normal dari kecepatan aliran pada titik kontrol ke- i adalah jumlah dari seluruh aliran bebas (freestream) pada persamaan 3.27 dan seluruh vorteks panel pada persamaan 3.29. Kondisi batas menyatakan bahwa jumlah kedua persamaan harus sama dengan nol:

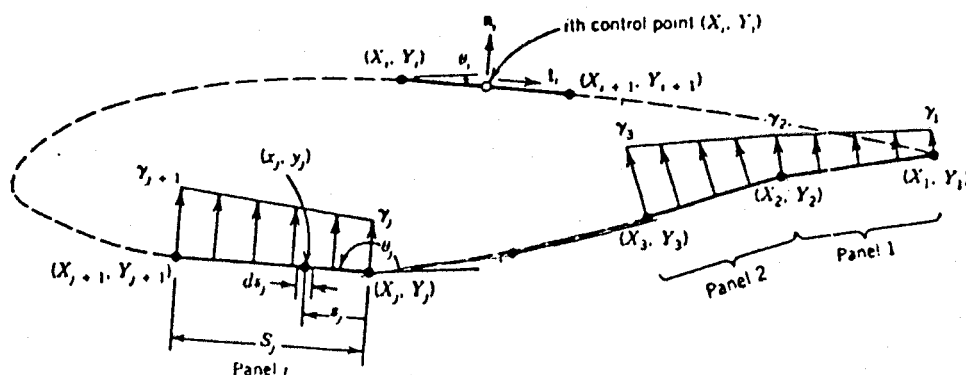
$$V_{\infty, n} + V_n = 0 \quad (3.31)$$

Sehingga dari persamaan ini, didapatkan:

$$-V_{\infty} \sin(\theta_i - \alpha) - \sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \int_j \frac{G_{ij}}{\partial n_i} ds_j = 0 \quad (3.32)$$

Kalau besar $\gamma(s_j)$ bervariasi secara linier seperti terlihat pada gambar 3.9, maka besar $\gamma(s_j)$ dapat diuraikan sebagai berikut:

$$\gamma(s_j) = \gamma_j + (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \frac{s_j}{S_j} \quad (3.33)$$



Gambar 3.9

Replacement sebuah airfoil dengan vortex panel dengan variasi kekuatan vortex secara linier.

Sehingga diperoleh m kekuatan vortex panel. Dengan demikian persamaan 3.32, menjadi:

$$-V_{\infty} \sin(\theta_i - \alpha) - \sum_{j=1}^m \frac{1}{2\pi} \int_j [\gamma(j) + (\gamma(j+1) - \gamma(j)) \frac{s_j}{S_j}] \frac{G_{ij}}{\partial n_i} ds_j = 0$$

atau

$$-\sum_{j=1}^m \frac{1}{2\pi} \int_j [\gamma(j) + (\gamma(j+1) - \gamma(j)) \frac{s_j}{S_j}] \frac{G_{ij}}{\partial n_i} ds_j = V_{\infty} \sin(\theta_i - \alpha) \quad (3.34)$$

Dengan menurunkan dan mengintegrasikan persamaan 3.34 didapat persamaan sebagai berikut: (lihat Kuethe, A.R and Chow, C. Y, "Foundations of Aerodynamics, 1986").

$$\sum_{j=1}^m (C_{n1ij} \cdot \gamma'_j + C_{n2ij} \cdot \gamma'_{j+1}) = \sin(\theta_i - \alpha) \quad i = 1, 2, 3, \dots, m. \quad (3.35)$$

dimana:

$$\gamma'_j = \frac{\gamma_j}{2\pi V_{\infty}}$$

γ' = dimensionless circulation density

θ_i = Sudut panel ke-i diukur dari sumbu x terhadap permukaan

dengan koefisien-koefisien sebagai berikut:

$$C_{n1ij} = 0,5DF + CG - C_{n2ij}$$

$$C_{n2ij} = D + 0,5 \frac{QF}{S_j} - (AC + DE) \frac{G}{S_j}$$

Konstanta-konstanta itu dapat diperoleh sebagai berikut:

$$A = -(x_i - X_j) \cos \theta_j - (y_i - Y_j) \sin \theta_j$$

$$B = -(x_i - X_j)^2 - (y_i - Y_j)^2$$

$$C = \sin(\theta_i - \theta_j)$$

$$D = \cos(\theta_i - \theta_j)$$

$$E = (x_i - X_j) \sin \theta_j - (y_i - Y_j) \cos \theta_j$$

$$F = \ln \left(1 + \frac{S_j^2 + 2A S_j}{B} \right)$$

$$G = \arctan \left(\frac{E S_j}{B + A S_j} \right)$$

$$P = -(x_i - X_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j) + (y_i - Y_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j)$$

$$Q = -(x_i - X_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j) - (y_i - Y_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j)$$

Dengan catatan bahwa konstanta-konstanta itu adalah fungsi koordinat titik kontrol ke-i, yaitu titik batas vortex panel ke-j, dan sudut-sudut orientasi panel ke-i dan ke-j. Dapat dihitung semua nilai kemungkinan panel ke-i dan ke-j dari bentuk geometri khusus itu.

Pernyataan yang ada didalam kurung pada sisi kiri pada persamaan (3.35) menggambarkan kecepatan normal pada titik kontrol ke-i yang disebabkan oleh distribusi linier vortex-vortex pada panel ke-j. Bentuk persamaan 3.35 berhubungan dengan konstanta kekuatan vortex panel yang telah ditunjukkan oleh Kuethe, A.R, 1986.

Untuk $i=j$, koefisien-koefisien itu memiliki nilai sederhana sebagai berikut:

$$C_{n1} \ddot{u} = -1$$

$$C_{n2} \ddot{u} = 1$$

yang menggambarkan kecepatan normal pada titik kontrol ke-i itu sendiri..

Untuk menjamin aliran smooth (mulus) pada ujung belakang (trailing edge), Kutta Condition harus dipenuhi sehingga kekuatan vorticity yang terjadi pada ujung belakang atau Trailing Edge sama dengan nol, dinotasikan sebagai berikut:

$$\gamma'_{i=1} + \gamma'_{i=m+1} = 0 \quad (3.36)$$

Sehingga didapatkan $m+1$ persamaan yang merupakan kombinasi atau gabungan persamaan 3.35 dan 3.36. Dimana persamaan tersebut telah cukup untuk menyelesaikan $(m+1)$ dengan nilai γ'_j yang tak diketahui. Selanjutnya persamaan tersebut dapat ditulis kembali menjadi persamaan simultan sebagai berikut:

$$\sum_{j=1}^{m+1} A_{n\ i\ j} \cdot \gamma'_j = RHS_i \dots i = 1, 2, \dots, m+1 \quad (3.37)$$

untuk : $i < m+1$

$$A_{n\ i\ 1} = C_{n\ 1}$$

$$A_{n\ i\ j} = C_{n\ 1\ ij} + C_{n\ 2\ ij} - 1 \dots j = 2, 3, \dots, m$$

$$A_{n\ i\ m+1} = C_{n\ 2\ im}$$

$$RHS_i = \sin(\theta_i - \alpha)$$

dan untuk $i = m+1$:

$$A_{n\ i\ 1} = A_{i\ m+1} = 1$$

$$A_{n\ i\ j} = 0 \dots j = 2, 3, \dots, m$$

$$RHS_i = 0$$

Kecuali untuk $i=m+1$, A_{ij} disebut koefisien-koefisien kecepatan normal yang berpengaruh dalam penggambaran $\gamma'j$ pada kecepatan normal titik kontrol ke- i .

3.6. PENENTUAN KECEPATAN TANGENSIAL DAN KOEFISIEN TEKANAN

Setelah penentuan kerapatan sirkulasi (circulation densities) dari masing-masing panel, langkah selanjutnya adalah untuk mendapatkan kecepatan dan tekanan dari masing-masing panel dengan mengambil besarnya pada titik kontrol di antara panel-panel itu. Pada titik tersebut kecepatan hanya dipengaruhi oleh komponen tangensial pada permukaan panel, yang disebabkan oleh hilangnya komponen normal yang ada. Dengan memisalkan t_i adalah vektor tangensial pada titik panel ke- i , maka besarnya kecepatan tak berdimensi local (local dimensionless velocity) didefinisikan seperti berikut ini:

$(\frac{\partial \Phi}{\partial t_i})/V_\infty$ dapat dihitung dengan pernyataan sebagai berikut:

$$V_i = \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^m (C_{t1ij} \cdot \gamma'_j + C_{t2ij} \cdot \gamma'_{j+1}) \dots 1 = 1, 2, \dots, m \quad (3.38)$$

dimana:

$$C_{t1ij} = 0,5 CF - PG - C_{t2ij}$$

$$C_{t2ij} = C + 0,5 \frac{PF}{S_j} + (AD - CE) \frac{G}{S_j}$$

$$C_{t1ii} = C_{t2ii} = \frac{\pi}{2}$$

Pernyataan yang ada di dalam kurung berikut simbol penjumlahan mempunyai arti fisik yaitu kecepatan tangensial pada titik kontrol ke-i yang disebabkan oleh distribusi vortek pada panel ke-j. Untuk melengkapi program komputer, persamaan (3.28) dapat ditulis kembali menjadi persamaan sebagai berikut:

$$V_i = \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^{m+1} A_{t1ij} \cdot \gamma_j \quad i = 1, 2, 3, \dots, m \quad (3.39)$$

dimana: koefisien-koefisien yang berpengaruh pada kecepatan tangensial yang didefinisikan sebagai berikut:

$$A_{t11} = C_{t11}$$

$$A_{t1j} = C_{t1j} + C_{t2j} - 1, \dots, j = 2, 3, \dots, m$$

$$A_{t1m+1} = C_{t2m}$$

Akhirnya besarnya koefisien tekanan pada titik kontrol ke-i, dapat didefinisikan dengan persamaan berikut ini:

$$C_{pi} = 1 - V_i^2 \quad (3.40)$$

3.7. PERHITUNGAN SIRKULASI

Dari persamaan (3.35) akan didapatkan besarnya kekuatan vortex pada tiap-tiap panel sehingga untuk mendapatkan besarnya sirkulasi yang mengelilingi penampang sayap (airfoil) secara total yaitu dengan menjumlahkan secara numerik.

Secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\Gamma = \sum_{j=1}^m \gamma_j s_j \quad (3.41)$$

3.8. PERHITUNGAN GAYA ANGKAT (LIFT)

Setelah didapatkan besarnya sirkulasi yang mengelilingi penampang sayap (airfoil), maka dapat ditentukan besarnya gaya angkat (lift) yang bekerja pada penampang sayap tersebut, dengan formulasi matematis sebagai berikut:

$$L = \rho \cdot V \cdot \Gamma \quad (3.42)$$

Sedangkan besarnya koefisien gaya angkat (Coefficient of lift) dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$Cl = L / 0.5 \rho V^2 C \quad (3.43)$$

DAFTAR PUSTAKA

1. Abbot, Ira H and A E Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, Dover Publicationns, New York, 1959
2. Anderson, John D, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1985
3. Anderson, John D, *Introduction to flight*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1989
4. Achiroddin, T, *Perencanaan Hydrofoil dan Perhitungan Pengaruh Trailing Vortex terhadap karakteristik foil*, ITS, 1986
5. H.M, Yogyanto, *Theori dan aplikasi program komputer bahasa fortran* , Andi Offset, Yogyakarta, 1991
6. Kuethe, AM dan Chow C Y, *Foundation of Aerodynamics*, John Wiley and Sons, New York, 1986
7. Lewis, E V, *Principles of Naval Architecture, Vol-2*, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, 1988
8. Rogers, D.F and Adams, J.A, *Mathematical Elements for Computer Graphics*, McGraw-Hill Publishing Company, New York, 1989
9. Sastrodiwongso, T, *Propulsi Kapal*, FTK - ITS, 1982
10. Shevell, Richard S, *Fundamentals of flight*, McGraw-Hill Book Company, 1989

PERSAMAAN CUBIC SPLINE

Persamaan Umum Cubic Spline dirumuskan, sebagai berikut:

$$P_k = \sum_{i=1}^4 B_{ik} t^{i-1}, \quad 0 < t \leq t_{k+1}, \quad 1 \leq k \leq n-1 \quad (\text{A.1})$$

dimana:

n = jumlah titik poligon

i = orde polinomial

k = segment ke- k

$P(k)$ = titik segment kurva Cubic Spline

t = segment

Persamaan A.1 dipakai untuk menentukan titik-titik segment Kurva Cubic Spline

Persamaan A.1 dapat ditulis dalam bentuk matriks, sebagai berikut:

$$P_k(t) = [1 \ t \ t^2 \ t^3] \begin{Bmatrix} B_{1k} \\ B_{2k} \\ B_{3k} \\ B_{4k} \end{Bmatrix}, \quad 0 < t \leq t_{k+1} \quad (\text{A.2})$$

Harga B_{ik} dapat diperoleh dari:

$$B_{1k} = P_k$$

$$B_{2k} = P'_k$$

$$B_{3k} = \frac{3(P_{k+1} - P_k)}{t_{k+1}^2} - \frac{2P'_k}{t_{k+1}} - \frac{P'_{k+1}}{t_{k+1}}$$

$$B_{4k} = \frac{2(P_k - P_{k+1})}{t_{k+1}^3} + \frac{P'_k}{t_{k+1}^2} + \frac{P'_{k+1}}{t_{k+1}^2}$$

Sedangkan besarnya P_k dan P'_k , dapat diperoleh dari hubungan matrik di bawah ini:

$$[M][P'] = [R] \quad (A.3)$$

sehingga:

$$[P'] = [M]^{-1} [R] \quad (A.4)$$

dimana:

$$[M] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ t_3 & 2(t_2 + t_3) & t_2 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & t_4 & 2(t_3 + t_4) & t_3 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & 0 & t_5 & 2(t_4 + t_5) & t_4 & 0 & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 & t_n & 2(t_n + t_{n-1}) & t_{n-1} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[P'] = \begin{bmatrix} P'_1 \\ P'_2 \\ P'_3 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ P'_n \end{bmatrix}$$

$$[R] = \begin{bmatrix} P'_1 \\ \frac{3}{t_2 t_3} \{t_2^2(P_3 - P_2) + t_3^2(P_2 - P_1)\} \\ \frac{3}{t_3 t_4} \{t_3^2(P_4 - P_3) + t_4^2(P_3 - P_2)\} \\ \vdots \\ \frac{3}{t_{n-1} t_n} \{t_{n-1}^2(P_n - P_{n-1}) + t_n^2(P_{n-1} - P_{n-2})\} \\ P'_n \end{bmatrix}$$

Dimana bentuk dari kurva yang dihasilkan sangat dipengaruhi oleh kondisi batas, dibawah ini:

End Condition	Nonzero Elements in the First and Last Rows of [M]	First and Last Rows of [R]
Clamped	$M(1,1) = 1$ $M(n,n) = 1$	$R(1,1) = P'_1$ $R(1,n) = P'_n$
Relaxed	$M(1,1) = 1$ $M(1,2) = 1/2$ $M(n,n-1) = 2$ $M(n,n) = 4$	$R(1,1) = \frac{3}{2t_2}(P_2 - P_1)$ $R(n,1) = \frac{6}{t_n}(P_n - P_{n-1})$
Cyclic	$M(1,1) = 2\left(1 + \frac{t_n}{t_2}\right)$ $M(1,2) = \frac{t_n}{t_2}$ $M(1,n-1) = 1$	$R(1,1) = 3\left(\frac{t_n}{t_2^2}\right)(P_2 - P_1) - \frac{3}{t_n}(P_{n-1} - P_n)$ $R(n,1)$ undefined
Anticyclic	$M(1,1) = 2\left(1 + \frac{t_n}{t_2}\right)$ $M(1,2) = \frac{t_n}{t_2}$ $M(1,n-1) = -1$	$R(1,1) = 3\left(\frac{t_n}{t_2^2}\right)(P_2 - P_1) + \frac{3}{t_n}(P_{n-1} - P_n)$ $R(n,1)$ undefined

SERI NACA YANG DIBERIKAN = NACA 63 012
 ANGLE OF ATTACK = 15.000 derajat
 BANYAKNYA PANEL = 30
 KECEPATAN AIRFOIL = 3.000 m/dt
 DENSITY FLUIDA = 1025.000 kg/m³
 PANJANG CHORD = 1.000 m
 TITIK KOORDINAT PANEL YANG DIBERIKAN

I	XB	YB
1	1.0000	0.0000
2	0.9000	-0.0071
3	0.8000	-0.0190
4	0.7000	-0.0321
5	0.6000	-0.0442
6	0.5000	-0.0537
7	0.4000	-0.0592
8	0.3000	-0.0593
9	0.2000	-0.0534
10	0.1000	-0.0404
11	0.0750	-0.0354
12	0.0500	-0.0292
13	0.0250	-0.0210
14	0.0125	-0.0152
15	0.0050	-0.0099
16	0.0000	0.0000
17	0.0050	0.0099
18	0.0125	0.0152
19	0.0250	0.0210
20	0.0500	0.0292
21	0.0750	0.0354
22	0.1000	0.0404
23	0.2000	0.0534
24	0.3000	0.0593
25	0.4000	0.0592
26	0.5000	0.0537
27	0.6000	0.0442
28	0.7000	0.0321
29	0.8000	0.0190
30	0.9000	0.0071
31	1.0000	0.0000

KETERANGAN :

I Nomer urut titik batas
 XB Titik koordinat sumbu x
 YB Titik koordinat sumbu y

HASIL RUNNING PROGRAM

KECEPATAN TANGENSIAL
KOEFSISIEN TEKANAN

I	X	Y	THETA	V	CP
1	0.9500	-0.0035	-3.0710	-0.8588	0.2624
2	0.8500	-0.0130	-3.0227	-0.8391	0.2960
3	0.7500	-0.0256	-3.0115	-0.8425	0.2901
4	0.6500	-0.0382	-3.0212	-0.8419	0.2912
5	0.5500	-0.0490	-3.0469	-0.8294	0.3120
6	0.4500	-0.0565	-3.0866	-0.7977	0.3637
7	0.3500	-0.0593	-3.1406	-0.7346	0.4603
8	0.2500	-0.0564	3.0829	-0.6242	0.6103
9	0.1500	-0.0469	3.0120	-0.4163	0.8267
10	0.0875	-0.0379	2.9454	-0.1852	0.9657
11	0.0625	-0.0323	2.8996	0.0055	1.0000
12	0.0375	-0.0251	2.8236	0.3422	0.8829
13	0.0188	-0.0181	2.7052	0.8858	0.2154
14	0.0088	-0.0125	2.5229	1.6611	-1.7593
15	0.0025	-0.0049	2.0405	2.8997	-7.4084
16	0.0025	0.0049	1.1011	3.7687	-13.2029
17	0.0088	0.0125	0.6187	3.4476	-10.8856
18	0.0188	0.0181	0.4364	2.8550	-7.1510
19	0.0375	0.0251	0.3180	2.4079	-4.7980
20	0.0625	0.0323	0.2420	2.1501	-3.6227
21	0.0875	0.0379	0.1962	2.0023	-3.0091
22	0.1500	0.0469	0.1296	1.7802	-2.1691
23	0.2500	0.0564	0.0587	1.6154	-1.6096
24	0.3500	0.0593	-0.0010	1.5061	-1.2683
25	0.4500	0.0565	-0.0549	1.4055	-0.9754
26	0.5500	0.0490	-0.0947	1.3052	-0.7037
27	0.6500	0.0382	-0.1204	1.2074	-0.4579
28	0.7500	0.0256	-0.1301	1.1121	-0.2367
29	0.8500	0.0130	-0.1189	1.0208	-0.0421
30	0.9500	0.0035	-0.0706	0.9301	0.1348
31					

KETERANGAN :

- I Urutan titik kontrol
- X Titik kontrol sumbu x
- Y Titik kontrol sumbu y
- V Kecepatan tangensial
- CP Koefisien tekanan

HASIL PERHITUNGAN VORTEX STRENGTH DAN PANJANG PANEL

I	GM	S
1	-2.3236	0.100250
2	-2.4988	0.100711
3	-2.5236	0.100852
4	-2.5402	0.100729
5	-2.5298	0.100450
6	-2.4729	0.100151
7	-2.3453	0.100000
8	-2.0973	0.100173
9	-1.6843	0.100845
10	-0.8088	0.025489
11	-0.3180	0.025750
12	0.3779	0.026320
13	1.8075	0.013793
14	3.6633	0.009207
15	6.6373	0.011046
16	12.2517	0.011046
17	11.6371	0.009207
18	9.4002	0.013793
19	7.8935	0.026320
20	6.7503	0.025750
21	6.1824	0.025489
22	5.7766	0.100845
23	5.0685	0.100173
24	4.7034	0.100000
25	4.3997	0.100151
26	4.0864	0.100450
27	3.7825	0.100729
28	3.4856	0.100852
29	3.1954	0.100711
30	2.9162	0.100250
31	2.3238	

Keterangan :

I Urutan titik batas

GM Kekuatan vortex atau Vortex Strength

S Panjang panel

HASIL AKHIR

Sirkulasi total = 2.6716

Gaya Angkat (Lift) = 8215.1890 newton

Koefisien gaya angkat= 1.7811

BEBERAPA DATA YANG HARUS DIBERIKAN

SERI NACA YANG DIBERIKAN = NACA 2412
 ANGLE OF ATTACK = 15.000 derajat
 BANYAKNYA PANEL = 30
 KECEPATAN AIRFOIL = 3.100 m/dt
 DENSITY FLUIDA = 1025.000 kg/m³
 PANJANG CHORD = 1.000 m
 TITIK KOORDINAT PANEL YANG DIBERIKAN

I	XB	YB
1	1.0000	0.0000
2	0.9000	-0.0082
3	0.8000	-0.0150
4	0.7000	-0.0214
5	0.6000	-0.0276
6	0.5000	-0.0334
7	0.4000	-0.0380
8	0.3000	-0.0412
9	0.2000	-0.0423
10	0.1500	-0.0410
11	0.1000	-0.0375
12	0.0750	-0.0346
13	0.0500	-0.0301
14	0.0250	-0.0227
15	0.0125	-0.0165
16	0.0000	0.0000
17	0.0125	0.0215
18	0.0250	0.0299
19	0.0500	0.0413
20	0.0750	0.0496
21	0.1000	0.0563
22	0.1500	0.0661
23	0.2000	0.0726
24	0.3000	0.0788
25	0.4000	0.0780
26	0.5000	0.0724
27	0.6000	0.0636
28	0.7000	0.0518
29	0.8000	0.0375
30	0.9000	0.0208
31	1.0000	0.0000

KETERANGAN :

I Nomer urut titik batas
 XB Titik koordinat sumbu x
 YB Titik koordinat sumbu y

- KECEPATAN TANGENSIAL
- KOEFISIEN TEKANAN

I	X	Y	THETA	V	CP
1	0.9500	-0.0041	-3.0598	-0.8272	0.3157
2	0.8500	-0.0116	-3.0737	-0.8317	0.3083
3	0.7500	-0.0182	-3.0777	-0.8091	0.3453
4	0.6500	-0.0245	-3.0797	-0.7839	0.3855
5	0.5500	-0.0305	-3.0837	-0.7553	0.4295
6	0.4500	-0.0357	-3.0956	-0.7172	0.4857
7	0.3500	-0.0396	-3.1096	-0.6622	0.5615
8	0.2500	-0.0418	-3.1306	-0.5773	0.6667
9	0.1750	-0.0417	3.1156	-0.4754	0.7740
10	0.1250	-0.0393	3.0717	-0.3459	0.8803
11	0.0875	-0.0361	3.0261	-0.1904	0.9638
12	0.0625	-0.0323	2.9635	-0.0048	1.0000
13	0.0375	-0.0264	2.8538	0.3460	0.8803
14	0.0188	-0.0196	2.6812	0.9475	0.1022
15	0.0063	-0.0082	2.2191	2.0804	-3.3279
16	0.0063	0.0108	1.0442	3.0458	-8.2768
17	0.0188	0.0257	0.5917	2.9400	-7.6437
18	0.0375	0.0356	0.4278	2.5031	-5.2655
19	0.0625	0.0455	0.3206	2.2638	-4.1247
20	0.0875	0.0530	0.2618	2.1218	-3.5018
21	0.1250	0.0612	0.1935	1.9711	-2.8854
22	0.1750	0.0694	0.1293	1.8475	-2.4133
23	0.2500	0.0757	0.0619	1.7020	-1.8969
24	0.3500	0.0784	-0.0080	1.5699	-1.4647
25	0.4500	0.0752	-0.0559	1.4563	-1.1208
26	0.5500	0.0680	-0.0878	1.3612	-0.8528
27	0.6500	0.0577	-0.1175	1.2763	-0.6288
28	0.7500	0.0447	-0.1420	1.1918	-0.4204
29	0.8500	0.0292	-0.1655	1.1039	-0.2186
30	0.9500	0.0104	-0.2051	0.9379	0.1203
31					

KETERANGAN :

- I Urutan titik kontrol
- X Titik kontrol sumbu x
- Y Titik kontrol sumbu y
- V Kecepatan tangensial
- CP Koefisien tekanan

HASIL PERHITUNGAN VORTEX STRENGTH DAN PANJANG PANEL

I	GM	S
1	-1.9388	0.100336
2	-2.5782	0.100231
3	-2.5244	0.100205
4	-2.4546	0.100192
5	-2.3765	0.100168
6	-2.2852	0.100106
7	-2.1460	0.100051
8	-1.9477	0.100006
9	-1.6139	0.050017
10	-1.3080	0.050122
11	-0.7877	0.025168
12	-0.3431	0.025402
13	0.3809	0.026072
14	1.9271	0.013953
15	4.0391	0.020700
16	10.2520	0.024870
17	9.8792	0.015060
18	8.3846	0.027477
19	7.3315	0.026342
20	6.7365	0.025882
21	6.3921	0.050951
22	5.9051	0.050421
23	5.5559	0.100192
24	5.0869	0.100003
25	4.6917	0.100157
26	4.3552	0.100386
27	4.0866	0.100694
28	3.8188	0.101017
29	3.5477	0.101385
30	3.2606	0.102140
31	1.9387	

Keterangan :

I Urutan titik batas

GM Kekuatan vortex atau Vortex Strength

S Panjang panel

HASIL AKHIR

Sirkulasi total = 3.2050

Gaya Angkat (Lift) = 10183.7700 newton

Koefisien gaya angkat= 2.0677

PENJELASAN PROGRAM

Perhitungan yang ditampilkan pada Komputer memakai sebuah program yang ditulis dengan memakai bahasa Fortran (Watfor77). Program ini dapat dengan mudah dimodifikasi untuk menangani airfoil yang memiliki bentuk sembarang. Input program ini adalah se-set koordinat titik batas yang telah ditentukan. Yang bentuknya dijelaskan dengan memakai Cubic Spline.

Di dalam Program ini (X,Y) dan (XB,YB) dipakai untuk menggambarkan koordinat titik Control dan batas, dan γ (*gamma*) nama yang dipakai untuk γ' (*gamma*). Nama-nama lain di dalam program ini adalah sama seperti yang nampak pada anasila. Dua subprogram, yaitu CRAMER DAN DETERM, ditampilkan untuk menyelesaikan se-set persamaan aljabar simultan dengan memakai aturan Cramer.

```

*234567
*$NOWARN
*$NOEXT
*$NOLIST
*
*****
*
*
*   PROGRAM TUGAS AKHIR ( TP.1703 )
*
*   JUDUL           : PERHITUNGAN   SIRKULASI   UNTUK
*                   : Mendapatkan GAYA ANGKAT (LIFT)
*                   : DI SEKITAR PENAMPANG SAYAP
*                   : (AIRFOIL) DENGAN METODE PANEL
*
*   NAMA            : T O T O K   Y U L I A N T O
*   NRP             : 4894100309
*   FAK/JUR         : FTK / TEKNIK PERKAPALAN
*   DOSEN PEM-      :
*   BIMBING         : IR. MAHARDJO WARTONO
*
*
*****
*
*   PROGRAM INI DIPAKAI UNTUK MENENTUKAN TITIK
*   KOORDINAT PANEL DENGAN METODE METODE CUBIC
*   DARI DATA TITIK KOORDINAT YANG ADA
*
*
*   CHARACTER HAL*1
*   DIMENSION X(120), Y(120), XR(120), YR(120), T(120),
A      G(120), E(120), F(120),YP1(120),XP1(120),
B      GENX(1500), GENY(1500)
*
*
*
*   OPEN (1,FILE='a:\ta-4\data1.dat')
*   OPEN (3,file='c:\MHS\4100309\HAS1.DAT')
*
*   MEMBACA JUMLAH TITIK KOORDINAT
*
*       WRITE(*,10)
*       READ(*,*)N
10  FORMAT(//,5X,'BERAPA JUMLAH TITIK KOORDINAT?',\,I5)
*       WRITE(*,12)
*       READ(*,*)IS
12  FORMAT(//,5X,'BERAPA JUMLAH SEGMENT YANG DIKEHENDAKI?',\,I5)
*
*   MEMBACA DATA KOORDINAT X DAN Y
*

```

```

DO 1 I = 1,N
READ (1,*) X(I),Y(I)
1 CONTINUE
*
* MENENTUKAN PANJANG CHORD UNTUK MASING-MASING
* SEGMENT
*
DO 2 I = 2,N
  T(I) = SQRT((X(I)-X(I-1))**2+(Y(I)-Y(I-1))**2)
  write(2,*)T(I)
2 CONTINUE
*
* MEMBACA MATRIK TRIDIAGONAL
*
DO 3 I = 2,N-1
  F(I) = 2*(T(I)+T(I+1))
  G(I) = T(I)
  E(I) = T(I+1)
3 CONTINUE
*
* KONDISI BATAS
*
F(1) = 1.0
G(1) = 0.5
E(N) = 2.0
F(N) = 4.0
*
*
*
XR(1) = (3/(2*T(2)))*(X(2)-X(1))
XR(N) = (6/T(N))*(X(N)-X(N-1))
YR(1) = (3/(2*T(2)))*(Y(2)-Y(1))
YR(N) = (6/T(N))*(Y(N)-Y(N-1))
DO 4 I = 2,N-1
  XR(I) = (3/(T(I)*T(I+1)))*((T(I)**2)*(X(I+1)-X(I))+
1 (T(I+1)**2)*(X(I)-X(I-1)))
  YR(I) = (3/(T(I)*T(I+1)))*((T(I)**2)*(Y(I+1)-Y(I))+
1 (T(I+1)**2)*(Y(I)-Y(I-1)))
4 CONTINUE
DO 5 I = 2,N
  E(I) = E(I)/F(I-1)
  F(I) = F(I)-E(I)*G(I-1)
5 CONTINUE
DO 6 I = 2,N
  XR(I) = XR(I)-E(I)*XR(I-1)
  YR(I) = YR(I)-E(I)*YR(I-1)
6 CONTINUE
*
* MENENTUKAN TANGENT VECTOR DARI MASING-MASING
* TITIK KOORDINAT
*

```



```

XP1(N) = XR(N)/F(N)
YP1(N) = YR(N)/F(N)
DO 7 I = N-1,1,-1
  XP1(I) = (XR(I)-G(I)*XP1(I+1))/F(I)
  YP1(I) = (YR(I)-G(I)*YP1(I+1))/F(I)
7 CONTINUE
*
* MEMBACA HASIL INTERPOLASI
*
WRITE(3,*)X(1),Y(1)
DO 8 K = 1,N-1
  GENX(IS*(K-1)+1)=X(K)
  GENY(IS*(K-1)+1)=Y(K)
  I=IS*(K-1)+1
  DO 9 R = 1,IS
    I=I+1
    F1 = (2*(R/IS)**3)-3*((R/IS)**2)+1
    F2 = (-2*(R/IS)**3)+3*((R/IS)**2)
    F3 = (R/IS)*(((R/IS)**2)-(2*(R/IS))+1)*T(K+1)
    F4 = (R/IS)*(((R/IS)**2)-(R/IS))*T(K+1)
    GENX(I) = F1*X(K)+F2*X(K+1)+F3*XP1(K)+F4*XP1(K+1)
    GENY(I) = F1*Y(K)+F2*Y(K+1)+F3*YP1(K)+F4*YP1(K+1)
  WRITE(3,*)GENX(I),GENY(I)
9 CONTINUE
8 CONTINUE
*
*
WRITE(*,*)
WRITE(*,*)
WRITE(*,*)
WRITE(*,11)
11 FORMAT(10X,'PROSES PERHITUNGAN SELESAI',\ )
*
*
STOP
END

```

```

*$NOWARN
*$NOEXT
*$NOLIST
*****
*
*
*   PROGRAM TUGAS AKHIR  ( TP. 1703 )
*
*   JUDUL           : PERHITUNGAN SIRKULASI   UNTUK
*                   MENDAPATKAN GAYA ANGKAT (LIFT)
*                   DI SEKITAR PENAMPANG SAYAP
*                   (AIRFOIL) DENGAN METODE PANEL
*
*   NAMA            : T O T O K Y U L I A N T O
*   NRP             : 4894100309
*   FAK/JUR         : FTK / TEKNIK PERKAPALAN
*   DOSEM PEM-      :
*   BIMBING         : IR. MAHARDJO WARTONO
*
*
*****
*
*
*   PROGRAM INI DIPAKAI UNTUK MENGHITUNG
*   KECEPATAN DAN KOEFISIEN TEKANAN SERTA
*   BESARNYA SIRKULASI YANG TERJADI PADA
*   PENAMPANG SAYAP (AIRFOIL) YANG DIDEKA-
*   TI DENGAN VORTEX PANEL
*
*
*   DIMENSION  XB(104), YB(104), X(103),  RHS(104),
A              Y(103), S(103),SINE(103),COSINE(103),
B              THETA(103), V(103),CP(103),GAMA(104),
C              CN1(103,103),CN2(103,103),CT1(103,103),
D              CT2(103,103), AN(104,104), AT(104,104),
E              KS(104), HS(104), SUM(105),  SUMS(105),
F              GM(104)
*
*
*   WRITE(*,*)'BEBERAPA DATA YANG HARUS DIBERIKAN'
*   WRITE(*,1)
*   READ(*,*)ISERI
1  FORMAT(3X,'SERI NACA YANG DIBERIKAN = ',\,I6)
*   WRITE(*,2)
*   Read(*,*)AL
2  FORMAT(3X,'ANGLE OF ATTACK= ',\,F5.3)
*   WRITE(*,3)
*   READ(*,*)M
3  FORMAT(3X,'BANYAKNYA PANEL= ',\,F5.2)

```

```

      READ(*,*)SPEED
4      FORMAT(3X,'KECEPATAN AIRFOIL= ',\,F5.2)
      WRITE(*,5)
      READ(*,*)RHO
5      FORMAT(3X,'DENSITY FLUIDA= ',\,F5.2)
      WRITE(*,6)
      READ(*,*)CHORD
6      FORMAT(3X,'PANJANG CHORD= ',\,F5.2)
*
*
*
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,61)
61     format(15x,'//////// // // // // // // // ')
      WRITE(*,62)
62     format(15x,' // // // // // // // // ')
      WRITE(*,63)
63     format(15x,'//////// // // // // // // ')
      WRITE(*,64)
64     format(15x,'// // // // // // // ')
      WRITE(*,65)
65     format(15x,'// // // // // // // ')
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
      WRITE(*,*)'
*
*
*
*****
*
*
      OPEN(9,FILE='C:\MHS\4100309\data3.DAT')
      OPEN(19,FILE='C:\MHS\4100309\hazi13.DAT')
      OPEN(50,FILE='C:\MHS\4100309\hazi13.CPV')
      OPEN(51,FILE='C:\MHS\4100309\hazi13.GMS')
      OPEN(52,FILE='C:\MHS\4100309\hazi13.XCP')
*
*
*****
*
*      MEMBACA TITIK-TITIK PADA PERMUKAAN AIRFOIL
*      YANG DIBERIKAN
*

```

```

      DO 101 I=1,M+1
      READ(9,*)XB(I), YB(I)
101  CONTINUE
      CLOSE(9)
*
      MP1 = M+1
      PI = 4.0*ATAN(1.0)
      ALPHA = AL * PI/180.
*
*      MENGHITUNG KOORDINAT TITIK-TITIK KONTROL
*      DARI MASING-MASING PANEL, PANJANG PANEL,
*      SUDUT PANEL(THETA)
*
      DO 102 I=1,M
      IP1 = I+1
      X(I) = 0.5*(XB(I)+XB(IP1))
      Y(I) = 0.5*(YB(I)+YB(IP1))
      S(I) = SQRT( (XB(IP1)-XB(I))**2 + (YB(IP1)-YB(I))**2 )
      THETA(I)= ATAN2( (YB(IP1)-YB(I)), (XB(IP1)-XB(I)))
      SINE(I) = SIN(THETA(I))
      COSINE(I)=COS(THETA(I))
      RHS(I) =SIN(THETA(I)-ALPHA)
102  CONTINUE
*
*      MENGHITUNG BESARNYA KONSTANTA
*
      DO 103 I=1,M
      DO 103 J=1,M
      IF(I.EQ. J) GO TO 201
      A = -(X(I)-XB(J))*COSINE(J) - (Y(I)-YB(J))*SINE(J)
      B = (X(I)-XB(J))**2 + (Y(I)-YB(J))**2
      C = SIN( THETA(I)-THETA(J))
      D = COS( THETA(I)-THETA(J))
      E = (X(I)-XB(J))*SINE(J)-(Y(I)-YB(J))*COSINE(J)
      F = ALOG(1.0 + S(J) * (S(J)+2.*A)/B)
      G = ATAN2(E*S(J), B+A*S(J))
      P =(X(I)-XB(J))*SIN( THETA(I)-2.*THETA(J))
      A +(Y(I)-YB(J))*COS( THETA(I)-2.*THETA(J))
      Q =(X(I)-XB(J))*COS( THETA(I)-2.*THETA(J))
      A -(Y(I)-YB(J))*SIN( THETA(I)-2.*THETA(J))
      CN2(I,J) = D + 0.5*Q*F/S(J) - (A*C+D*E)*G/S(J)
      CN1(I,J) = 0.5 *D*F +C*G - CN2(I,J)
      CT2(I,J) = C + 0.5*P*F/S(J) + (A*D-C*E)*G/S(J)
      CT1(I,J) = 0.5 *C*F - D*G - CT2(I,J)
      GO TO 103
201  CN1(I,J) = -1.0
      CN2(I,J) = 1.0
      CT1(I,J) = 0.5*PI
      CT2(I,J) = 0.5*PI
103  CONTINUE
*

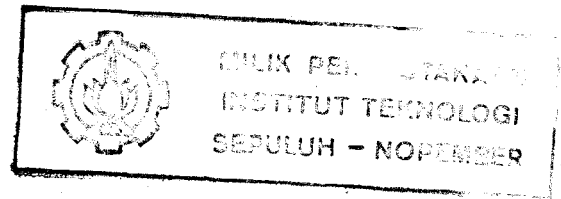
```

*
*

```

DO 104 I=1,M
  AN(I,1) =CN1(I,1)
  AN(I,MP1)=CN2(I,M)
C  AN(I,MP1+1)=RHS(I)
  AT(I,1) =CT1(I,1)
  AT(I,MP1)=CT2(I,M)
  DO 104 J=2,M
    AN(I,J) =CN1(I,J) + CN2(I,J-1)
104 AT(I,J) =CT1(I,J) + CT2(I,J-1)
    AN(MP1,1)=1.0
    AN(MP1,MP1)=1.0
    DO 105 J=2,M
105 AN(MP1,J) =0.0
    RHS(MP1)= 0.0

```



*
*
*

```

WRITE(19,*)'BEBERAPA DATA YANG HARUS DIBERIKAN'
WRITE(19,*)
WRITE(19,7)ISERI
7  FORMAT(3X,'SERI NACA YANG DIBERIKAN' = NACA ',\,I6)
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,8)AL
8  FORMAT(3X,'ANGLE OF ATTACK' = ',\,F8.3,2x,'derajad')
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,9)M
9  FORMAT(3X,'BANYAKNYA PANEL' = ',\,I5)
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,10)SPEED
10 FORMAT(3X,'KECEPATAN AIRFOIL' = ',\,F8.3,2x,'m/dt')
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,11)RHO
11 FORMAT(3X,'DENSITY FLUIDA' = ',\,F8.3,2x,'kg/m*3')
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,12)CHORD
12 FORMAT(3X,'PANJANG CHORD' = ',\,F8.3,2x,'m')
  WRITE(19,*)
  WRITE(19,13)
13 FORMAT(3X,'TITIK KOORDINAT PANEL YANG DIBERIKAN')
*
*
  WRITE (19,*)
  WRITE (19,*)
  WRITE (19,14)
14 format(10x,'-----')
  WRITE (19,15)
15 FORMAT(15X,'I',10X,'XB',10X,'YB')
  WRITE (19,16)
16 format(10x,'-----')

```

```

*
*****

      CALL CRAMER (AN, RHS, GAMA,MP1)

*****
*
*   MENAMPILKAN BESARNYA TITIK-TITIK KONTROL,
*   SUDUT PANEL, DAN PANJANG PANEL
*
      DO 108 I=1,M
      V(I) = COS(THETA(I)-ALPHA)
      GM(I) = 2.*3.14*SPEED*GAMA(I)
      DO 107 J=1,MP1
      V(I) =V(I)+AT(I,J)*GAMA(J)
107 CP(I) =1.0-V(I)**2
108 WRITE (19,17)I, XB(I),YB(I)
17  FORMAT(14X,I3,7X,F7.4,6X,F7.4)
      WRITE (19,18)MP1,XB(MP1),YB(MP1)
18  FORMAT(14X,I3,7X,F7.4,6X,F7.4)
      WRITE(19,19)
19  FORMAT(10X,'-----')
*
      WRITE(19,20)
20  FORMAT(5X,'KETERANGAN :')
      WRITE(19,21)
21  FORMAT(15X,'I  Nomer urut titik batas')
      WRITE(19,22)
22  FORMAT(15X,'XB Titik koordinat sumbu x')
      WRITE(19,23)
23  FORMAT(15X,'YB Titik koordinat sumbu y')
      WRITE(19,*)
      WRITE(19,*)
      WRITE(50,24)
24  FORMAT(1X,'HASIL RUNNING PROGRAM')
      WRITE(50,*)
      WRITE(50,*)
      WRITE(50,25)
25  FORMAT(10X,'KECEPATAN TANGENSIAL')
      WRITE(50,26)
26  FORMAT(10X,'KOEFSISIEN TEKANAN')
      WRITE(50,*)
      WRITE(50,*)
      WRITE(50,*)
      WRITE(50,27)
27  FORMAT(5X,'-----')
      *-----')
      WRITE(50,28)
28  FORMAT(6X,'I',9X,'X',10X,'Y',10X,'THETA',9X,'V',10X,'CP')
      WRITE(50,29)
29  FORMAT(5X,'-----')
      *-----')

```

```

*
*
*   MENGHITUNG BESARNYA VORTEX PANEL (GAMA),
*   KECEPATAN TANGENSIAL (V), DAN KOEFISIEN
*   TEKANAN (CP)
*
*
DO 109 I=1,M
V(I) = COS(THETA(I)-ALPHA)
GM(I) = 2.*3.14*SPEED*GAMA(I)
DO 110 J=1,MP1
V(I) =V(I)+AT(I,J)*GAMA(J)
110 CP(I) =1.0-V(I)**2
WRITE (52,30) X(I),CP(I)
109 WRITE (50,31)I, X(I), Y(I), THETA(I),V(I),CP(I)
30  FORMAT(5X,F7.4,5X,F10.4)
31  FORMAT(5X,I3,5X,F7.4,5X,F7.4,2X,F10.4,3X,F10.4,1X,F10.4)
GM(MP1)=2.*3.14*SPEED*GAMA(MP1)
WRITE (50,32)MP1
32  FORMAT(4X,I3)
WRITE(50,33)
33  FORMAT(5X,'-----')
*-----')
WRITE(50,34)
34  FORMAT(10X,'KETERANGAN :')
WRITE(50,35)
35  FORMAT(15X,'I Urutan titik kontrol ')
WRITE(50,36)
36  FORMAT(15X,'X Titik kontrol sumbu x')
WRITE(50,37)
37  FORMAT(15X,'Y Titik kontrol sumbu y')
WRITE(50,38)
38  FORMAT(15X,'V Kecepatan tangensial')
WRITE(50,39)
39  FORMAT(15X,'CP Koefisien tekanan')
*
*
*   PEMAKAIAN FORMULA SIMPSON UNTUK MENGHITUNG
*   BESARNYA SIRKULASI TOTAL YANG MENGEKILINGI
*   AIRFOIL
*
SUM(1)=0
do 111 I=1,M
111 SUM(I+1)=SUM(I)+GM(I)*S(I)
*
*   MENAMPILKAN HASIL PEMAKAIAN FORMULASI SIMPSON
*
WRITE(51,*)

```

```

        WRITE(51,*)
        WRITE(51,40)
40    FORMAT(2X,'HASIL PERHITUNGAN VORTEX STRENGTH DAN PANJANG PANEL')
        WRITE(51,*)
        WRITE(51,41)
41    FORMAT(10X,'-----')
        WRITE(51,42)
42    FORMAT(15X,'I',16X,'GM',17X,'S')
        WRITE(51,43)
43    FORMAT(10X,'-----')

        DO 114 I=1,M
114  WRITE(51,44) I, GM(I), S(I)
44    FORMAT(14X,I3,10X,F0.4,10X,F0.6)
        WRITE(51,71)MP1, GM(MP1)
71    FORMAT(14X,I3,10X,F0.4)
        WRITE (51,45)
45    FORMAT(10X,'-----')

*
        WRITE(51,46)
46    format(1x,'Keterangan :')
        WRITE(51,47)
47    format(10x,'I  Urutan titik batas')
        WRITE(51,48)
48    format(10x,'GM Kekuatan vortex atau Vortex Strength')
        WRITE(51,72)
72    format(10x,'S  Panjang panel')
        WRITE(51,*)

*
        WRITE(51,49)
49    format(1x,'HASIL AKHIR')

*
*    BESARNYA SIRKULASI TOTAL
*
        ST=SUM(M+1)
        WRITE(*,*)
        WRITE(51,50)ST
50    FORMAT(3X,'Sirkulasi total      = ',\,F10.4,2X)

*
*    BESARNYA GAYA ANGKAT (LIFT)
*
        GYAKT=RHO*SPEED*ST
        WRITE(51,*)
        WRITE(51,51)GYAKT
51    FORMAT(3X,'Gaya Angkat (Lift)   = ',\,F14.4,2x,'newton')

*
*    BESARNYA KOEFISIEN GAYA ANGKAT(LIFT OF COEFICIEN)
*

```



```

    coe= GYAKT / (0.5*RHO*(SPEED**2)*CHORD)
    write(51,*)
    WRITE(51,52)coe
52  format(3x,'Koefisien gaya angkat= ',f10.4)
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,66)
66  format(15x,'//////// ////////// //          ////////// //////////          / //')
    WRITE(*,67)
67  format(15x,'//          //          //          //          //          /// //')
    WRITE(*,68)
68  format(15x,'//////// ////////// //          ////////// //////////          /// //')
    WRITE(*,69)
69  format(15x,'          // //          //          //          //          /// //')
    WRITE(*,70)
70  format(15x,'//////// ////////// ////////// ////////// //////////          /// //')
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
    WRITE(*,*)'
*
*   SUBPROGRAM
*
*****
*
    SUBROUTINE CRAMER(C, A, X, N)
*
*****
*
    SUBROUTINE INI DIPAKAI UNTUK MENYELESAIKAN
    SESET(SEKELOMPOK) PERSAMAAN ALJABAR UNTUK
    MENGHITUNG BESARNYA VORTEX PANEL
*
*
    DIMENSION C(104,104), CC(104,104), A(104), X(104)
    DENOM =DETERM (C,N)
    DO 3 K=1,N
    DO 1 I=1,N
    DO 1 J=1,N
    1 CC(I,J)=C(I,J)
    DO 2 I=1,N
    2 CC(I,K)=A(I)
    3 X(K) = DETERM(CC,N)/DENOM
    RETURN
    END

```

```
*****
*
*      FUNCTION DETERM(ARRAY,N)
*
*****
*
*      SUBROUTINE INI DIPAKAI UNTUK MENGHITUNG BESARNYA
*      DETERMINAN
*
      DIMENSION ARRAY(104,104), A(104,104)
      DO 1 I=1,N
      DO 1 J=1,N
1  A(I,J)=ARRAY(I,J)
      M=1
2  K=M+1
      DO 3 I=K,N
      RATIO=A(I,M)/A(M,M)
      DO 3 J=K,N
3  A(I,J)= A(I,J) - A(M,J)*RATIO
      IF (M.EQ.N-1) GO TO 4
      M=M+1
      GO TO 2
4  DETERM =1.
      DO 5 L=1,N
5  DETERM=DETERM*A(L,L)
      RETURN
      END
```